



ESCOLA NAVAL

talant de bi-faire



José Pedro Murta Cunha

Processamento de Dados GNSS em Modo Cinemático

Dissertação para obtenção do grau de Mestre em Ciências Militares
Navais, na especialidade de Marinha



Alfeite
2016



ESCOLA NAVAL

la santé est le bien-être



José Pedro Murta Cunha

Processamento de Dados GNSS em Modo Cinemático

Dissertação para obtenção do grau de Mestre em Ciências Militares Navais, na especialidade de Marinha

Orientação de: CMG João Paulo Ramalho Marreiros

O Aluno Mestrando

O Orientador

José Pedro Murta Cunha

João Paulo Ramalho Marreiros

**Alfeite
2016**

Epígrafe

"It is not enough that we do our best; sometimes we must do what is required."

Winston S. Churchill

Dedicatória

Este trabalho é dedicado à minha família e amigos pelo incessante apoio ao longo da minha vida e que me ensinaram os valores que fazem de mim a pessoa que sou hoje. Ao Manuel e à Constança, cuja dedicação à minha formação humana e académica transcendeu o humanamente possível, por terem despertado em mim a curiosidade da procura pelo desconhecido e o quão importante é ter alguém que nos apoie nessa busca. Por último, mas não menos importante, à Margarida, por me indicar o caminho certo quando mais preciso.

Agradecimentos

Conduzir uma investigação no âmbito dos sistemas de posicionamento por satélite derivou de um interesse na área da Hidrografia que devo ao primeiro-tenente Geraldês Dias e a quem agradeço pelo exemplo que se tornou para mim enquanto modelo de pessoa e de oficial de Marinha.

Dirijo um agradecimento especial aos camaradas do curso “Contra-almirante Almeida Henriques” que desde o primeiro dia me acompanharam no percurso da Escola Naval, numa relação pautada pela amizade e camaradagem que se revelou numa constante entreajuda, até ao final deste percurso académico.

Por último, o principal agradecimento dirige-se ao comandante Ramalho Marreiros pelo apoio e compreensão demonstrados durante este trabalho, bem como pela partilha do vasto conhecimento que possuiu nesta área científica.

Resumo

O princípio do posicionamento por GNSS baseia-se, resumidamente, na resolução de um problema matemático que envolve a observação das distâncias do utilizador a um conjunto de satélites com coordenadas conhecidas. A posição resultante pode ser calculada em modo absoluto ou relativo. O posicionamento absoluto necessita apenas de um recetor para a determinação da posição. Por sua vez, o posicionamento relativo implica a utilização de estações de referência e envolve a utilização de mais recetores para além do pertencente ao próprio utilizador. Assim, os métodos mais utilizados na determinação da posição de uma plataforma móvel, com exatidão na ordem dos centímetros, baseiam-se neste último tipo de posicionamento. Contudo, têm a desvantagem de estarem dependentes de estações de referência, com um alcance limitado, e requerem observações simultâneas dos mesmos satélites por parte da estação e do recetor. Neste sentido foi desenvolvida uma nova metodologia de posicionamento GNSS em modo absoluto, através da modelação ou remoção dos erros associados a cada componente das equações de observação, da utilização de efemérides precisas e correções aos relógios dos satélites. Este método de posicionamento tem a designação *Precise Point Positioning* (PPP) e permite manter uma elevada exatidão, equivalente à dos sistemas de posicionamento relativo.

Neste trabalho, após um estudo aprofundado do tema, foi desenvolvida uma aplicação PPP, de índole académica, com recurso à biblioteca de classes C++ do *GPS Toolkit*, que permite determinar a posição e velocidade do recetor em modo cinemático e em tempo real. Esta aplicação foi ensaiada utilizando dados de observação de uma estação estática (processados em modo cinemático) e de uma estação em movimento instalada no NRP *Auriga*. Os resultados obtidos permitiram uma exatidão para a posição na ordem decimétrica e para a velocidade na ordem do cm/s.

Palavras-chave

GNSS, *Precise Point Positioning*, Navegação, Posicionamento Cinemático, *GPS Toolkit*

Abstract

The positioning by GNSS is based on solving a mathematical problem involving the observation of the ranges from the user to a set of satellites with known coordinates. The position can be computed in absolute or in relative mode. The absolute positioning relies solely on a single receiver for the position determination. The relative positioning, however, depends on reference stations and involves the use of more receivers other than the one belonging to the user himself. Thus, the methods used in determining the position of a mobile platform, with accuracy in the order of centimetres, are based on this latter type of positioning. However, they have the disadvantage of being dependent on reference stations, with a limited range and they also require simultaneous observations of the same satellites by the reference station and the receiver. A new GNSS absolute positioning method was developed by computing or completely removing most of the errors associated with each component of the observation equations, using precise ephemeris and clock corrections for the satellites. This method is known as Precise Point Positioning (PPP) and allows the user to achieve an accuracy equivalent to relative positioning systems.

In this work, after a thorough research on this subject, a PPP application was developed for academic purposes, to process GNSS data using the GPS Toolkit C++ class library, which allows to compute the position and speed of the receiver in kinematic mode and in real time. This was tested using observation data from a static station (processed in kinematic mode) and from the Portuguese Navy's survey ship NRP *Auriga*. The results showed a precision at decimetre level for the position and at cm/s for the velocity.

Keywords

GNSS, Precise Point Positioning, Navigation, Kinematic Positioning, GPS Toolkit

Índice

Epígrafe.....	I
Dedicatória	III
Agradecimentos.....	V
Resumo	VII
Palavras-chave	VII
<i>Abstract</i>	IX
<i>Keywords</i>	IX
Índice	XI
Índice de Figuras.....	XV
Índice de Tabelas	XVI
Lista de Abreviaturas, Siglas e Acrónimos	XVII
Introdução	1
Motivação	3
Objetivos.....	4
Metodologia	5
Estrutura	5
Capítulo 1 . <i>Global Navigation Satellite System</i>	7
1.1. Conceitos Gerais	7
1.2. Arquitetura dos GNSS.....	9
1.2.1. Segmento espacial.....	9
1.2.2. Segmento de controlo	11
1.2.3. Segmento do utilizador	12
1.3. Sinais GNSS	13
1.3.1. Portadora.....	13
1.3.2. Código	13
1.3.3. Mensagem de Navegação	14
1.3.4. Tipos de Modulação do Sinal.....	14
1.3.5. Atribuição de Frequências.....	15
1.4. Observações e Fontes de Erro	16

1.4.1. Observações GNSS.....	17
1.4.2. Fontes de Erro	20
1.5. Interoperabilidade	24
Capítulo 2 . Determinação da Posição e Velocidade por GNSS.....	27
2.1. Algoritmos	27
2.1.1. Posicionamento	28
2.1.2. Velocidade	34
2.2. Correção de Erros	36
2.2.1. Erro dos Relógios do Recetor e do Satélite (δt_r , δt_s).....	37
2.2.2. Efeitos de Relatividade (δ_{rel})	38
2.2.3. Efeito Troposférico (δ_{trop})	40
2.2.4. Efeito Ionosférico (δ_{ion}).....	44
2.2.5. Erro de Multitrajeto (δP_{mult} , $\delta \Phi_{mult}$)	45
2.2.6. Variação do Centro de Fase da Antena (δa).....	46
2.2.7. Erros Instrumentais (b_P , b_Φ).....	48
2.2.8. Efeito de <i>Wind-up</i> na Fase da Portadora (δ_{wnd}).....	50
2.2.9. Efeitos da Deformação Terrestre	52
Capítulo 3 . <i>Precise Point Positioning</i> : Conceito e Aplicação.....	57
3.1. Passado do PPP.....	57
3.2. Conceito de PPP.....	59
3.3. Determinação da Solução de Navegação	62
3.3.1. Processo de Ajustamento	62
3.3.2. <i>Weighted Least Mean Squares</i>	64
3.3.3. <i>Extended Kalman Filter</i>	65
3.4. Produtos GNSS Precisos.....	66
Capítulo 4 . Metodologia PPP Utilizada	69
4.1. Parâmetros a Determinar	69
4.2. Ficheiros Utilizados.....	70
4.2.1. Ficheiros de Configuração	70
4.2.2. Ficheiros de Observação.....	70
4.2.3. Outros Ficheiros Utilizados.....	71

4.3. Tratamento de Dados	73
4.4. Detecção de <i>Cycle Slips</i>	74
4.5. Modelação da Geometria SV-RX	76
4.6. Outras Correções	77
4.7. Ponderação das Observações	78
4.8. Valores Iniciais	78
4.8.1. Posição e Erro do Relógio	79
4.8.2. Ambiguidade de Fase	79
4.9. Modelo de Observação	80
4.10. Modelo Estocástico	82
4.11. Programa Criado	84
Capítulo 5 . Processamento de Dados e Análise de Resultados	87
5.1. Dados Processados	87
5.2. PPP Aplicado a um Recetor Estático	89
5.3. PPP Aplicado a um Recetor Cinemático	91
Conclusão	95
Bibliografia	99
Anexo A – O GPS <i>Toolkit</i>	107
A.1. Conceito e Aplicação	107
A.2. Documentação e Fontes de Informação	108
A.3. <i>Download</i> e Instalação para <i>Microsoft Windows</i>	109
A.3.1. <i>Download</i> do <i>MS Visual C++</i>	109
A.3.2. <i>Download</i> e instalação do GPSTk	109
A.3.3. Criar um Projeto C++ que Utilize os Ficheiros GPSTk Pré-compilados	109
A.4. Desenvolver um projeto GPSTk no <i>Microsoft Windows</i>	112
Anexo B – Combinação de Observações GNSS	115
B.1. Combinações Lineares de Observações em Diferentes Frequências	115
B.1.1 <i>Ionosphere-free</i> (IF)	115
B.1.2. <i>Geometry-free</i> (GF)	116
B.1.3. <i>Wide-Lane</i>	117
B.1.4. <i>Narrow-Lane</i>	117

B.2. Combinações Lineares de Diferentes Tipos de Observações.....	117
B.2.1. Combinação de Melbourne-Wübbena (MW)	117
B.2.2. Combinação <i>Group and Phase Ionospheric Calibration</i> (GRAPHIC).....	118
B.2.2. Combinação <i>Divergence-free</i> (DF).....	119
Anexo C - Programa Criado, Ficheiros Utilizados e Resultados Obtidos.....	CD em Anexo

Índice de Figuras

Fig. 1.1 - Trilateração de 4 Satélites	8
Fig. 1.2 - Determinação do Tempo de Propagação do Sinal	14
Fig. 1.3 - Exemplo de Modulação BPSK do Sinal GPS C/A na Frequência L1	15
Fig. 1.4 - Bandas de Frequência GPS, GLONASS, Galileo e BeiDou	16
Fig. 2.1 - Linearização das Equações em Torno de uma Posição Nominal (x_0, y_0, z_0) ..	29
Fig. 2.2 - Esquema de Funcionamento do EKF	34
Fig. 2.3 - Erros na Medição da Pseudodistância	36
Fig. 2.4 - Centro de Fase das Antenas Convencionados pelo IGS para os Modelos GPS Block II/IIA e Block IIR, num Referencial Fixado no Satélite.....	47
Fig. 2.5 - Dimensões da Antena GPS do NRP <i>Auriga</i> (Modelo IGS TRM22020.00+GP) ..	48
Fig. 2.6 – Exemplo de Mapa de Maré Oceânica do Modelo TPXO para a Harmónica M_2	56
Fig. 4.1 - Extrato do Cabeçalho de um Ficheiro de Observação RINEX	73
Fig. 4.2 - Comparação dos Níveis de Ruído da Pseudodistância (Observável em Bruto, Combinação IF Utilizada no Modelo Tradicional e Combinação GRAPHIC Utilizada neste Estudo).....	82
Fig. 4.3 - Fluxograma da Estrutura do Programa Criado	86
Fig. 5.1 - Resultado Final da Altitude da Estação IGP Processada em Modo Cinemático e Diferença Relativamente à Altitude Real	89
Fig. 5.2 - Erro Médio Quadrático da Posição (3D)	90
Fig. 5.3 - Modelo Tradicional PPP Comparado com Modelo de Observação Desenvolvido	91
Fig. 5.4 - Desempenho do Modelo PPP Desenvolvido no Cálculo das Altitudes Elipsoidais	92
Fig. A.1 - Criação de um Projeto C++ com GPSTk #1	110
Fig. A.2 - Criação de um Projeto C++ com GPSTk #2	110
Fig. A.3 - Criação de um Projeto C++ com GPSTk #3	111
Fig. A.4 - Criação de um Projeto C++ com GPSTk #4	111
Fig. A.5 - Criação de um Projeto C++ com GPSTk #5	112
Fig. A.6 - Aspeto Final da Janela " <i>Solution Explorer</i> "	113

Índice de Tabelas

Tabela 1.1 - Valores de Referência para os Segmentos Espaciais dos GNSS Atuais	10
Tabela 1.2 - Erros nas observações GNSS e respetiva dependência do recetor, satélite, frequência e tipo de observação (pseudodistância e fase da portadora)	23
Tabela 3.1 - Tabela das Características dos Produtos IGS Relevantes na metodologia PPP	67
Tabela 4.1 - Modelos Estocásticos Utilizados na Estimativa de Parâmetros em Modo Cinemático.....	83
Tabela 5.1 - Coordenadas Geográficas da Estação IGP	88

Lista de Abreviaturas, Siglas e Acrónimos

AltBOC	<i>Alternative Binary Offset Carrier</i>
ANTEX	<i>Antenna Exchange Format</i>
API	<i>Application Programmer Interface</i>
ARL:UT	<i>Applied Research Laboratories of the University of Texas</i>
ARNS	<i>Aeronautical Radio Navigation Service</i>
ARP	<i>Antenna Reference Point</i>
ASCII	<i>American Standard Code for Information Interchange</i>
BDT	<i>BeiDou Time</i>
BOC	<i>Binary Offset Carrier</i>
BOCcos	<i>Binary Offset Carrier with cosin phasing</i>
BOCsin	<i>Binary Offset Carrier with sin phasing</i>
BPSK	<i>Binary Phase Shift Keying</i>
C/A	<i>Coarse/Aquisition</i>
CBOC	<i>Composite Binary Offset Carrier</i>
CDMA	<i>Code Division Multiple Access</i>
CGCS2000	<i>China Geodetic Coordinate System 2000</i>
CTRF2000	<i>China Terrestrial Reference Frame 2000</i>
DGNSS	<i>Differential Global Navigation Satellite System</i>
DGPS	<i>Differential Global Positioning System</i>
ECEF	<i>Earth Centered Earth Fixed</i>

EGNOS	<i>European Geostationary Navigation Overlay Service</i>
EKF	<i>Extended Kalman Filter</i>
EUA	<i>Estados Unidos da América</i>
FDMA	<i>Frequency Division Multiple Access</i>
FOC	<i>Full Operational Capability</i>
GDOP	<i>Geometrical Dilution of Precision</i>
GF	<i>Geometry-free combination</i>
GGOS	<i>Global Geodetic Observing System</i>
GLONASS	<i>Globalnaya NAvigationnaya Sputnikovaya Sistema</i>
GLONASST	<i>GLONASS Time</i>
GMF	<i>Global Mapping Functions</i>
GNSS	<i>Global Navigation Satellite System</i>
GNSST	<i>GNSS Time</i>
GPST	<i>GPS Time</i>
GPSTk	<i>GPS Toolkit</i>
GRAPHIC	<i>Group and Phase Ionospheric Calibration</i>
GST	<i>Galileo System Time</i>
GTRF	<i>Galileo Terrestrial Reference Frame</i>
HDOP	<i>Horizontal Dilution of Precision</i>
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i>
ICG	<i>International Committee on Global Navigation Systems</i>

IERS	<i>International Earth Rotation and Reference Systems Service</i>
IF	<i>Ionosphere-free combination</i>
IGS	<i>International GNSS Service</i>
IRNSS	<i>India's Regional Navigation Satellite System</i>
ISO	<i>International Organization for Standardization</i>
ITRF	<i>International Terrestrial Reference Frame</i>
ITU	<i>International Telecommunications Union</i>
LGPL	<i>Lesser General Public License</i>
LLI	<i>Loss of Lock Indicator</i>
LMS	<i>Least Mean Squares</i>
MEOs	<i>Medium Earth Orbits</i>
MOPS	<i>Minimum Operational Performance Standards</i>
NAVSTAR GPS	<i>Navigation Satellite Timing & Ranging Global Positioning System</i>
NEU	<i>North-East-Up</i>
NL	<i>Narrow-lane combination</i>
NMF	<i>Niell Mapping Functions</i>
PDOP	<i>Position Dilution of Precision</i>
PLL	<i>Phase Lock Loop</i>
PNT	<i>Positioning, Navigation and Timing</i>
PRN	<i>Pseudo-Random Noise</i>
PSK	<i>Phase Shift Keying</i>
PVT	<i>Position, Velocity, Time</i>

PZ-90	<i>Parametry Zemli 1990</i>
QPSK	<i>Quadrature Phase Shift Keying</i>
QZSS	<i>Quasi-Zenith Satellite System</i>
RCP	<i>Right Circular Polarized</i>
ReNEP	<i>Rede Nacional de Estações Permanentes</i>
RF	<i>Radiofrequência</i>
RINEX	<i>Receiver Independent Exchange</i>
RMS	<i>Root Mean Square, $x_{rms} = \sqrt{\frac{1}{n} \cdot (x_1^2 + \dots + x_n^2)}$, $n > 1$</i>
RNSS	<i>Radionavigation Satellite Service</i>
RNSS	<i>Regional Navigation Satellite System</i>
RTCA	<i>Radio Technical Comission for Aeronautics</i>
RTK	<i>Real Time Kinematic</i>
RX	<i>Recetor</i>
SBAS	<i>Satellite-Based Augmentation System</i>
SDCM	<i>System for Differential Corrections and Monitoring</i>
SIS	<i>Signals-in-Space</i>
SPP	<i>Standard Point Positioning</i>
SV	<i>Space Vehicle</i>
TAI	<i>Atomic Time</i>
TDOP	<i>Time Dilution of Precision</i>
TEC	<i>Total Electron Content</i>

TGD	<i>Timing Group Delay/Total Group Delay</i>
TMBOC	<i>Time Multiplexed Binary Offset Carrier</i>
TRF	<i>Terrestrial Reference Frame</i>
TRS	<i>Terrestrial Reference System</i>
UE	<i>União Europeia</i>
URA	<i>User Range Accuracy</i>
USNO	<i>U. S. Naval Observatory</i>
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i>
VDOP	<i>Vertical Dilution of Precision</i>
VMF1	<i>Vienna Mapping Functions</i>
WAAS	<i>Wide Area Augmentation System</i>
WGS 84	<i>World Geodetic System 1984</i>
WL	<i>Wide-lane Combination</i>
WMS	<i>Weighted Least Mean Squares</i>

Introdução

Durante séculos, o Homem virou-se para os céus na busca de orientação para se localizar na superfície da Terra. Os primórdios da navegação estão intrinsecamente ligados à observação das estrelas e ao estudo do seu movimento na esfera celeste. Atualmente, existem possibilidades de localização e sistemas de navegação que não poderiam ser sequer imaginados pelos antigos descobridores (International Federation of Air Traffic Controllers' Associations, 1999, p. 3).

Em 1991, a Organização Internacional da Aviação Civil (ICAO – *International Civil Aviation Organization*) foi a primeira entidade a utilizar o termo *Global Navigation Satellite System*, ou GNSS, definindo-o como “um sistema para a determinação da posição e do tempo a nível mundial, que inclui uma ou mais constelações de satélites, recetores e estações de monitorização da integridade (...)” (Hegarty & Chatre, 2008, p.1902).

Desde o aparecimento dos sistemas de posicionamento por satélite, na década de 1970, verificou-se uma evolução sem precedentes, com o surgimento de inovações tecnológicas e novas metodologias, que permitem determinar a solução de navegação, ou solução PVT (*Position, Velocity, Time*), constituída pelas coordenadas da posição, vetor da velocidade e tempo cronológico, cada vez com mais rigor e qualidade. À data de agosto de 2016¹, existem dois GNSS que se encontram operacionais a nível global: o NAVSTAR GPS (*Navigation Satellite Timing & Ranging Global Positioning System*) americano, com uma constelação de 31 satélites, e o GLONASS (*GLObalnaya NAvigationnaya Sputnikovaya Sistema*) russo, com uma constelação de 23 satélites, sendo que ambos garantem uma operacionalidade total, com o mínimo de 24 satélites. Existem também outros sistemas emergentes, em fase de desenvolvimento, como é o caso do BeiDou, chinês, com uma constelação atual de 21 satélites

¹ O estado das constelações dos GNSS pode ser consultado em:

- GPS: <http://www.gps.gov/systems/gps/space/>;
- GLONASS: <https://www.glonass-iac.ru/en/GLONASS/>;
- BeiDou: http://mgex.igs.org/IGS_MGEX_Status_BDS.html
(<http://www.beidou.gov.cn/2014/09/27/2014092742e415d8d94b49a39b17e32fad6adae4.html>);
- Galileo: <http://www.gsc-europa.eu/system-status/Constellation-Information>.

operacionais e do Galileo, da União Europeia, com uma constelação de 9 satélites operacionais.

Atualmente, o GNSS é utilizado de diversos modos, numa grande variedade de aplicações essencialmente baseadas na determinação da posição, mas a sua utilidade vai muito para além disso. O processamento de dados GNSS permite também a determinação da velocidade instantânea, a sincronização em tempo e um outro conjunto alargado de soluções com aplicação muito variada, tal como nas telecomunicações, agricultura, prospeção e extração de minérios, nas finanças, na imposição da lei, na localização de situações de emergência, investigação científica e em operações militares. O GNSS é também empregue no controlo de redes de computadores, do tráfego aéreo e de muito mais, resultando numa das tecnologias mais importantes dos nossos dias (United Nations, 2012, p. iii)

O princípio do posicionamento, de forma muito resumida, baseia-se na resolução de um problema matemático que envolve a observação das distâncias do utilizador a um conjunto de, pelo menos, quatro satélites com coordenadas conhecidas. As distâncias e as coordenadas dos satélites são determinadas pelo recetor, medindo o intervalo de tempo de propagação do sinal e utilizando os dados de navegação transmitidos em conjunto com os sinais dos satélites. A posição resultante pode ser calculada com uma precisão de alguns metros, devido a diversos erros associados ao sistema, todavia é possível obter uma exatidão de nível centimétrico, utilizando métodos de processamento mais avançados, recetores com capacidades acrescidas e métodos de observação mais elaborados (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.1).

A determinação da posição pode ser efetuada em modo absoluto ou em modo relativo. O posicionamento absoluto depende apenas de um único recetor para a determinação da posição. O posicionamento relativo implica a utilização de estações de referência e envolve a utilização de mais recetores para além do pertencente ao utilizador onde se pretende determinar a posição. Os métodos mais utilizados na determinação da posição de uma plataforma móvel, com exatidão da ordem dos

centímetros, baseiam-se neste último tipo de posicionamento². Contudo, têm a desvantagem de estarem dependentes de estações de referência, com um alcance limitado, e requerem observações simultâneas dos mesmos satélites por parte da estação e do recetor (Marreiros, 2012, p.1).

Devido às limitações acima referidas, no que respeita ao posicionamento relativo, foi desenvolvida uma nova metodologia de posicionamento GNSS em modo absoluto, independente de estações de referência GNSS nas proximidades, através da modelação ou remoção dos erros associados a cada uma das componentes das equações de observação, da utilização de efemérides precisas e de correções precisas aos relógios dos satélites. Este método de posicionamento tem a designação *Precise Point Positioning* (PPP) e tem tido uma evolução muito significativa, visando substituir as melhores metodologias de posicionamento relativo, mantendo uma elevada exatidão, de ordem centimétrica.

Motivação

Atualmente é possível a qualquer pessoa conhecer, com uma exatidão de alguns metros, a posição do seu carro, navio ou até aeronave, graças aos dados que são transmitidos por dezenas de satélites que orbitam o nosso planeta de forma continua e em tempo real. Contudo, embora esta precisão seja aceitável para o utilizador comum, não é suficiente para trabalhos que exijam um elevado rigor e qualidade da posição. Para corresponder às necessidades de aplicações que exigem um melhor nível de exatidão sem estar dependente de estações GNSS nas proximidades, foram desenvolvidas diversas metodologias, por forma a permitir determinar o posicionamento absoluto com um erro na ordem dos centímetros.

A pesquisa incessante de novas aplicações e metodologias relacionadas com GNSS, em múltiplos setores, despertou uma investigação vigorosa nesta área. Ao longo do tempo, têm aparecido novas técnicas de processamento. Verifica-se, contudo, que esta constante adoção de novos métodos conduz a um ciclo de mercado muito curto por forma a acompanhar todas as inovações e mudanças nesta tecnologia, uma vez

² Por exemplo, o caso do GPS RTK (*Real Time Kinematic*).

que o ritmo da evolução é muito acelerado. Assim sendo, o desenvolvimento, implementação e teste de novas metodologias de processamento de dados GNSS que sejam robustas, inovadoras e tecnologicamente evoluídos, num tão curto espaço de tempo, torna-se uma tarefa extremamente exigente ao nível dos recursos tecnológicos e de conhecimentos avançados. Adicionalmente, apesar de existir uma grande oferta de *software* de processamento de dados GNSS, a maior parte não é disponibilizada gratuitamente ao público em geral e foi concebida para colmatar uma necessidade ou resolver um problema específico, sendo difícil a reutilização transversal do seu código-fonte para diversas aplicações, para além de que a documentação acessória é, na maioria dos casos, escassa e incompleta, quando se pretende conhecer detalhes técnicos mais avançados (Salazar, 2010, pp. 11-12).

Esta dissertação assenta numa linha de investigação que pretende dotar a Escola Naval de uma solução inovadora para a determinação da posição e velocidade de um objeto em movimento, em modo absoluto, com a maior exatidão possível e em tempo real. O objetivo imediato passa pela criação de uma aplicação de processamento de dados GNSS, em modo estático ou cinemático, que traga valor acrescentado a esta instituição, em duas vertentes. Em primeiro lugar, constituindo-se como um instrumento adaptável à instrução dos cadetes, podendo ser utilizada na sua formação prática. De outra perspetiva, porém, contribuindo para uma linha de investigação da Escola Naval numa temática atual, de extrema importância do ponto de vista científico e tecnológico para a sociedade em que estamos inseridos.

Objetivos

O objetivo geral desta dissertação assenta no estudo dos diferentes GNSS, nas seguintes vertentes:

- Aprofundar os conhecimentos sobre o funcionamento do GNSS;
- Identificar e conhecer o processo associado a cada uma das fontes de erro das observações, bem como as condicionantes ambientais e técnicas;
- Estudar os algoritmos de processamento de dados GNSS existentes;

- Com recurso à biblioteca de classes C++ do GPS *Toolkit* (GPSTk), construir um programa para determinação da posição e velocidade de um objeto em movimento, incluído a resolução de problemas que se constituem como fontes de erro das observações GNSS;
- Com base nas rotinas do GPSTk, melhorar o algoritmo utilizado para determinar a posição e velocidade do recetor, em modo cinemático;
- Realizar as modificações consideradas necessárias às rotinas do GPSTk por forma a se adaptarem às necessidades específicas deste projeto e melhorar o seu desempenho.

Metodologia

Este estudo iniciou-se com uma recolha bibliográfica e revisão de livros, artigos científicos, teses de mestrado e de doutoramento, tendo sido dado início ao estudo do tema dos GNSS e do processamento dos seus dados e, mais especificamente, do *Precise Point Positioning* (PPP).

Foi desenvolvido um programa na linguagem C++, baseado em código já existente e testado, usando a biblioteca de classes do GPSTk. O programa criado permite o processamento de dados GPS ou GPS e GLONASS em modo cinemático, segundo uma metodologia PPP, utilizando efemérides e dados dos relógios dos satélites precisos fornecidas pelo *International GNSS Service* (IGS).

Estrutura

Esta dissertação de mestrado é composta por introdução, cinco capítulos de desenvolvimento e conclusão:

Introdução. É descrito o contexto em que se insere a dissertação, descrevendo os objetivos da mesma e a metodologia utilizada na investigação e na sua construção.

Capítulo 1: *Global Navigation Satellite System*. Contém os conceitos essenciais dos GNSS e do seu modo de funcionamento, abordando a sua arquitetura básica, as características dos sinais e as frequências que utilizam, uma referência simplificada às

observáveis GNSS e às fontes de erro preponderantes, bem como noções básicas dos sistemas de referência geodésicos e de como se pode atingir um maior nível de interoperabilidade entre GNSS de diferentes operadores.

Capítulo 2: Determinação da Posição e Velocidade por GNSS. Descrevem-se os conceitos básicos do funcionamento dos algoritmos de posicionamento, determinação da velocidade e de correção de erros. Inicialmente, é abordado o conceito teórico de posicionamento baseado na pseudodistância, explicando como se resolve o problema de navegação através da aplicação de dois filtros sequenciais: o *Weighted Least Mean Squares* e o *Extended Kalman Filter*. É também explicado o conceito de determinação de velocidade através do efeito de Doppler. Seguidamente, são discriminadas as fontes de erro mais significativas para a obtenção de uma solução PVT precisa, apresentando, de forma sucinta, a causa do erro e como pode ser corrigida ou minimizada.

Capítulo 3: Precise Point Positioning: Conceito e Aplicação. Neste capítulo, é efetuada, inicialmente, uma breve descrição do desenvolvimento desta metodologia e dos autores mais relevantes no seu aparecimento. De seguida é descrito o conceito, abordando o modelo de observação tradicional e o ajustamento das incógnitas. Por fim, é efetuada uma breve descrição sobre o IGS e os produtos que disponibiliza.

Capítulo 4: Metodologia PPP Utilizada. Neste capítulo são abordadas todas as características da metodologia PPP utilizada neste estudo, providenciando uma explicação teórica sobre a mesma e os princípios da sua aplicação. É também efetuada uma referência ao programa criado e à sua estrutura.

Capítulo 5: Processamento de Dados e Análise de Resultados. Neste capítulo são descritas as experiências feitas com o programa desenvolvido e os resultados obtidos, sendo efetuada a sua análise. Para tal, são utilizados dados de uma estação estática (processados em modo cinemático) e de um navio em modo cinemático.

Conclusão. São efetuados um resumo do estudo efetuado e dos resultados obtidos, uma conclusão final sobre os mesmos e recomendações para investigações futuras.

Capítulo 1 . *Global Navigation Satellite System*

1.1. Conceitos Gerais

Os sistemas de navegação por satélite podem ser classificados consoante a sua capacidade de cobertura de área. Alguns têm cobertura global (os já referidos GNSS), de que são exemplo o GPS americano, o GLONASS da Federação Russa, o Galileo da União Europeia e o BeiDou da China. Outros têm cobertura regional, sendo classificados como RNSS (*Regional Navigation Satellite Systems*), por terem a sua área de operação restringida a áreas regionais para onde foram especialmente concebidos, de forma a reduzir a dependência da utilização dos GNSS e permitir um melhor desempenho nessas regiões. São exemplos de RNSS os sistemas, ainda em desenvolvimento, da Índia - o IRNSS (*India's Regional Navigation Satellite System*) – e do Japão – o QZSS (*Quasi-Zenith Satellite System*) (United Nations, 2012, p. iii).

Para além destes, existem sistemas de navegação por satélite concebidos para monitorizar e melhorar o desempenho dos GNSS. Estes sistemas, denominados *Satellite-Based Augmentation Systems* (SBAS), providenciam correções às observações, parâmetros de integridade e dados ionosféricos referentes a uma determinada região, consistindo numa rede de estações de monitorização em terra que recolhem os sinais GNSS (Hegarty & Chatre, 2008, p. 1910). Existem diversos em utilização e desenvolvimento, entre os quais o *European Geostationary Navigation Overlay Service* (EGNOS) da UE, o *Wide Area Augmentation System* (WAAS) americano, o *System for Differential Corrections and Monitoring* (SDCM) russo, entre outros.

Apesar de serem importantes na realidade atual dos sistemas de navegação por satélite, os RNSS e os SBAS não se constituem como temática de investigação da presente dissertação, que se centra especificamente nos GNSS.

Um GNSS envolve uma constelação de satélites que orbitam a Terra, transmitindo sinais, que permitem aos utilizadores determinar a sua posição tridimensional na superfície terrestre, com cobertura global permanentemente disponível (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.1).

O modelo teórico básico em que assenta o seu funcionamento é bastante simples. Como já foi referido, para identificar a sua localização exata, o recetor determina a distância a que está de, pelo menos, quatro satélites através da medição do tempo de propagação do sinal, desde a antena do satélite até à do recetor.

As medições de distância de dois satélites colocam o recetor num círculo onde se cruzam duas esferas. As esferas têm, cada uma, um dos dois satélites no seu centro, os raios são as distâncias recetor-satélite e a intercessão dessas esferas representa uma circunferência no espaço. A observação da distância a um terceiro satélite fixa a posição num dos dois pontos onde o círculo deste satélite interseta a circunferência referida atrás. Um dos pontos de interseção pode, normalmente, ser descartado, por exemplo, pode estar a milhares de quilómetros de altitude e afastado da superfície terrestre. Na prática, é necessário um quarto satélite para sincronizar o relógio do recetor com um padrão de tempo comum, que é rigorosamente respeitado pelos relógios atômicos a bordo de todos os satélites. O uso de um quarto satélite também resolve a ambiguidade de posicionamento que ocorre com apenas três satélites. O processo determinação da posição a partir da observação de distâncias é conhecido como trilateração (Fig. 1.1). Quanto mais satélites forem utilizados, maior é a redundância, o que permite estimar o erro e melhorar a exatidão da posição. Por esta razão, os recetores possuem canais independentes para receber, em simultâneo, sinais de diversos satélites, de diferentes frequências, e isto, idealmente, de todos os satélites que sejam visíveis (European Space Agency, 2013).

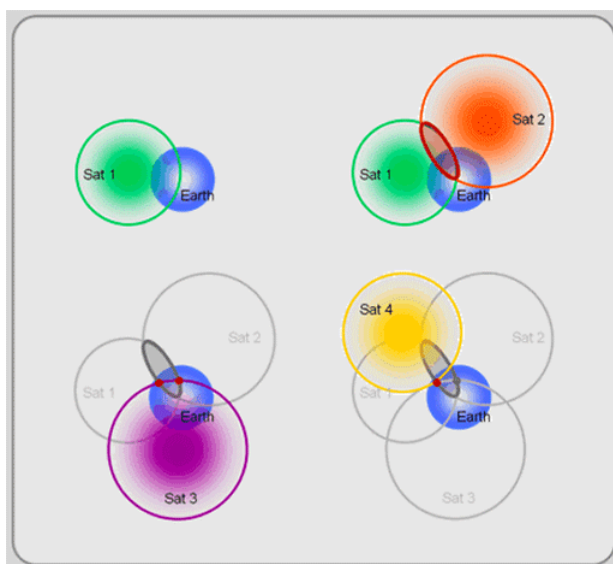


Fig. 1.1 - Trilateração de 4 Satélites³

³ Fonte: <http://giscommons.org/chapter-2-input/> (obtido em novembro de 2015).

De uma forma um pouco mais detalhada, cada um dos sinais transmitidos pelos satélites contém duas componentes: um código e uma mensagem de navegação. Através da correlação, no recetor, entre o código recebido e uma réplica do mesmo código gerado internamente pelo recetor, obtém-se uma observação do intervalo de tempo de propagação do sinal, diretamente relacionada com a distância que este percorreu. Devido às imperfeições associadas aos relógios internos dos recetores e dos satélites, efeitos na propagação do sinal e outras perturbações, existem erros associados à pretendida observação da distância, ou seja, na realidade o valor observado não é a distância, mas uma distância com um conjunto de erros adicionados e que se designa, em linguagem GNSS, por pseudodistância.

A mensagem de navegação inclui os parâmetros que permitem calcular a posição e a correção ao relógio do satélite no instante em que o sinal foi transmitido. Para além da observação de pseudodistância, alguns recetores também observam a fase da frequência portadora do sinal GNSS, a qual pode ser utilizada para um posicionamento mais rigoroso, com algoritmos e metodologias mais avançados, quando comparados com o método de posicionamento padrão. O processamento realiza-se utilizando as observações (pseudodistância e a fase da portadora) e as efemérides de pelo menos quatro satélites simultaneamente visíveis, sendo calculada a posição do recetor, recorrendo a um algoritmo matemático. A exatidão da posição calculada depende das fontes de erro associadas às observações, aos erros da posição e dos relógios dos satélites e à configuração geométrica dos satélites observados (Tolman & Harris, 2004, p.72) (Blewitt, 1997, pp. 2-3).

1.2. Arquitetura dos GNSS

Um GNSS compreende três segmentos: espacial, de controlo e do utilizador.

1.2.1. Segmento espacial

O segmento espacial consiste na constelação de satélites (*Space Vehicles – SV*), em número suficiente para assegurar que o utilizador tem, pelo menos, quatro satélites à vista, em simultâneo, em qualquer parte da superfície da Terra.

O segmento espacial tem por função gerar e transmitir os sinais utilizados no cálculo da pseudodistância, bem como armazenar e difundir a mensagem de navegação recebida do segmento de controle. Estas transmissões são controladas por osciladores de relógios atômicos (rubídio, césio, hidrogênio, entre outros) altamente estáveis que se encontram a bordo dos satélites e que mantêm uma frequência base e contagem do tempo extremamente rigorosa (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 7) (Wells *et al.*, 1986, p. 4.01). A determinação da posição nos três eixos (latitude, longitude, altitude) só é possível desde que seja conhecida localização dos satélites de navegação no instante da transmissão do sinal. Isto é conseguido através da colocação dos mesmos em órbitas altamente estáveis chamadas *Medium Earth Orbits* (MEOs), a cerca de 22 000 quilômetros de altitude. As MEOs são as órbitas escolhidas por variadas razões: a sua estabilidade permite fazer previsões da órbita com elevada exatidão, os satélites viajam de forma relativamente lenta, quando comparados com outros colocados em órbitas mais próximas da Terra, podendo ser observados ao longo de várias horas e, para além disto, podem ser dispostos numa constelação de modo que, pelo menos quatro sejam visíveis a partir de qualquer ponto na superfície da Terra, a qualquer momento (European Space Agency, 2013).

As especificações dos segmentos espaciais são próprias de cada operador GNSS. Na tabela seguinte apresentam-se alguns valores de referência para as constelações existentes (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, pp. 7-9):

GNSS	Planos Orbitais	Altitude Média	Inclinação Relativa ao Equador	Tipo de Órbita	Período Nominal
GPS	6 planos, cada um com 4 satélites	20 200 km	55º	Excentricidade < 0,02	11h 58m 02s
GLONASS	3 planos, cada um com 8 satélites	19 100 km	64,8º	Excentricidade = 0,01	11h 15m 44s
Galileo ⁴	3 planos, cada um com 10 satélites	23 222 km	56º	Excentricidade = 0,002	14h 04m 45s
BeiDou ^{5,6}	3 planos	21 528 km	55º	Circular	12h 53m

Tabela 1.1 - Valores de Referência para os Segmentos Espaciais dos GNSS Atuais

⁴ Sistema em desenvolvimento. Valores previstos para a sua FOC (*Full Operational Capability*).

⁵ Sistema em desenvolvimento. Valores previstos para a sua FOC.

⁶ A fase III do BeiDou prevê para 2020 uma constelação de 35 satélites. Os valores tabelados referem-se aos 27 que se irão encontrar nas MEOs. Os restantes serão 5 satélites geoestacionários a orbitar a 35 786 km de altitude e 3 satélites geossíncronos (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 9).

Os satélites têm ainda outras das funcionalidades, tais como: executar processamento de dados através dos seus microprocessadores e manobrar através de propulsores controlados pelo segmento de controlo (Wells *et al.*, 1986, p. 4.01).

1.2.2. Segmento de controlo

Tal como o nome indica, é o conjunto de infraestruturas responsável pela monitorização do correto funcionamento dos GNSS. Qualquer segmento de controlo, independentemente do sistema de que faça parte, consiste numa estação principal, estações de monitorização e estações de transmissão em terra. Idealmente, as estações de monitorização enviam os dados de seguimento dos satélites à estação principal para serem processados. Este processamento inclui a computação das efemérides e das correções dos relógios atómicos dos satélites. Para além disso, a estação principal controla as correções feitas às suas órbitas (Wells *et al.*, 1986, p. 4.9). Estas informações são enviadas para o segmento espacial, através das antenas das estações de transmissão, via sinais rádio na banda S (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 14).

Assim, assumem-se como funções básicas do segmento de controlo (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 13) (Wells *et al.*, 1986, p. 4.9) (United Nations, 2010, pp. 2, 19-20):

- Controlo da configuração da constelação de satélites;
- Manutenção dos satélites e resolução de anomalias;
- Predição da evolução das efemérides dos satélites e dos seus relógios;
- Manutenção e controlo da qualidade do sinal transmitido, por forma a corresponder aos padrões exigidos;
- Efetuar a sincronização da escala de tempo de cada operador GNSS;
- Aquisição de dados meteorológicos e ionosféricos para uma avaliação mais precisa dos erros de propagação;
- Controlar as operações de inativação e troca de um satélite obsoleto;
- Atualização das mensagens de navegação para todos os satélites.

1.2.3. Segmento do utilizador

O segmento do utilizador consiste em todos os instrumentos designados por recetores GNSS. A sua função principal é a de receber os sinais GNSS, determinar as observações, seja a pseudodistância ou a fase da portadora, e efetuar o processamento de forma a calcular a solução PVT referida ao centro de fase da antena, segundo o processo sucintamente explicado no subcapítulo 1.1. O recetor GNSS tradicional contém os seguintes constituintes básicos (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 18) (Wells *et al.*, 1986, p. 4.17):

- Antena com pré-amplificação: recebe o sinal do satélite, convertendo-o para uma frequência intermédia, permitindo uma conversão analógico-digital e o controlo automático do ganho. Normalmente, são omnidirecionais, permitindo-lhes receber sinais de todos os satélites em linha de vista. O seu centro de fase não é um ponto fixo, dependendo da elevação e azimute de receção do sinal;
- Secção de radiofrequência: contém os componentes eletrónicos que irão processar o sinal num conjunto de circuitos digitais e analógicos;
- Interface com o utilizador (unidade de controlo e *display*): permite ao utilizador interagir com o microprocessador;
- Microprocessador;
- Oscilador de precisão intermédia: garante a estabilidade do relógio interno com oscilador de quartzo (não é tão exato como o oscilador atómico presente num satélite);
- Espaço para armazenamento de dados;
- Fonte de energia.

Todos estes três segmentos funcionam em simbiose por forma a providenciar a informação necessária ao utilizador, geralmente a solução PVT. Contudo, existem utilizadores mais exigentes que requerem fontes de informação adicionais para atingir os objetivos que pretendem. Uma dessas fontes é o IGS, que atua como uma parte complementar dos sistemas GNSS, proporcionando informação de órbitas precisas e correções dos relógios dos satélites, parâmetros de rotação da Terra, erros troposférico e ionosférico, entre outros (Beutler, Moore & Mueller, 2008, p. 306).

1.3. Sinais GNSS

Os satélites GNSS transmitem, continuamente, sinais em duas ou mais frequências na banda L. Estes sinais contêm os elementos necessários para que o recetor determine a duração da propagação desde o instante da transmissão a partir do satélite, bem como as coordenadas e o erro do relógio do satélite no instante da transmissão. Os principais componentes do sinal são: a portadora, o código e a mensagem de navegação (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.18).

1.3.1. Portadora

Frequência que modela o sinal, com forma sinusoidal ao longo do tempo, cuja função é transportar um sinal rádio que contém a informação processada pelo satélite (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.18).

1.3.2. Código

Sequência binária que permite determinar o tempo que o sinal rádio demorou a percorrer o trajeto entre o satélite (SV) e o recetor (RX). Atualmente, os SV utilizam técnicas CDMA (do inglês, *Code Division Multiple Access*) para modular diversos sinais diferentes na mesma frequência. Este conceito baseia-se na atribuição de um código PRN (*Pseudo-Random Noise*) que modula cada sinal transmitido, conferindo-lhe uma “impressão digital”, possibilitando distinguir a sua proveniência⁷ (GMV, 2011). Existem dois tipos principais de código PRN, para além da mensagem de navegação (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, pp. 20, 27):

- Código C/A (*Coarse/Aquisition*): Conhecido como o código civil e modulado nas frequências L1 (no GPS), G1 e G2 (no GLONASS);
- Código P (Precisão): Reservado para uso militar e pessoal civil autorizado. Modulado nas frequências L1 e L2 (no GPS), G1 e G2 (no GLONASS).

O tempo de propagação do sinal, Δt , é determinado através da correlação do código recebido pelo satélite com uma cópia do mesmo, gerada no recetor. Este

⁷ Existe ainda a técnica *Frequency Division Multiple Access* (FDMA) inicialmente utilizada pelos satélites GLONASS que empregava diferentes frequências para cada sinal. Evidentemente que, por ser mais vantajoso, adotaram, nos satélites mais recentes, a técnica CDMA (Ávila Rodríguez, 2008, p. 9).

processo é feito através da movimentação da réplica do código ao longo de Δt até ser encontrada a máxima correlação (ver figura 1.3). Ao multiplicar o valor Δt pela velocidade da luz, encontra-se a pseudodistância (Salazar, 2010, pp. 120-121).

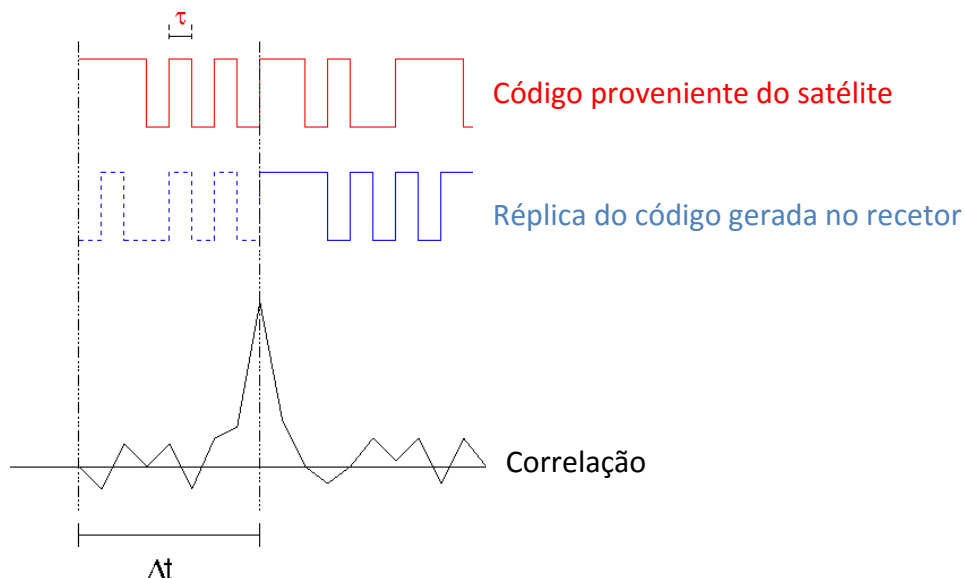


Fig. 1.2 - Determinação do Tempo de Propagação do Sinal ⁸

1.3.3. Mensagem de Navegação

Esta mensagem consiste num código binário que providencia informação relativa à efeméride dos satélites (posição e velocidade do satélite e elementos da sua órbita), parâmetros de correção dos erros dos relógios, o estado do satélite, entre outras informações (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.18).

1.3.4. Tipos de Modulação do Sinal

A informação transmitida no sinal (código e mensagem de navegação) é combinada através de diversas técnicas de modulação, dependendo do GNSS e da banda de frequências em que é transmitido:

- *Phase Shift Keying* (PSK): Técnica de modulação digital que consiste na alteração da fase do sinal de referência (i.e. portadora). Esta pode ser binária (BPSK – *Binary Phase Shift Keying*), onde, a cada alteração de bit, se inverte a fase da portadora a 180º, ou de quadratura (QPSK – *Quadrature Phase Shift Keying*), onde se altera a fase em 90º quando há uma mudança de bit. Esta última modula os dados a uma

⁸ Adaptado de http://www.navipedia.net/index.php/GNSS_Basic_Observables

velocidade duas vezes superior (2bits/s) relativamente ao BPSK (1bit/s) (Maurício, 2015, p.16);

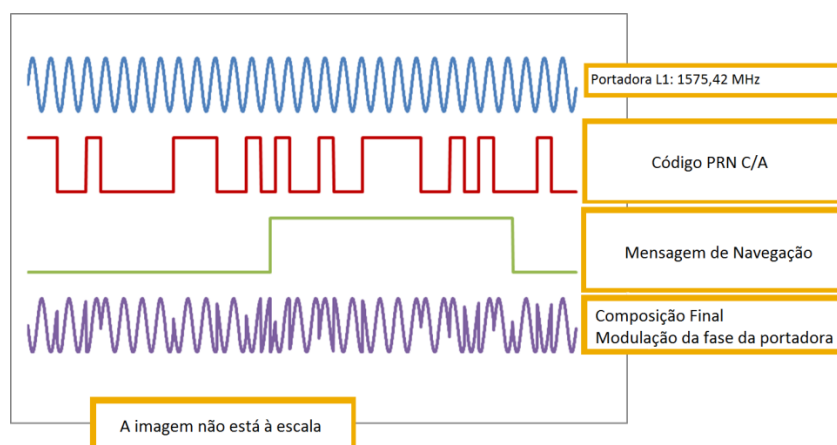


Fig. 1.3 - Exemplo de Modulação BPSK do Sinal GPS C/A na Frequência L1 ⁹

- **Binary Offset Carrier (BOC):** Técnica de modulação do sinal numa onda com forma de seno ou cosseno, resultante da multiplicação do código PRN com uma sub-portadora. Foi desenvolvida para aumentar a interoperabilidade entre GNSS, existindo diversas variantes desta técnica, por exemplo: *Time Multiplexed BOC* (TMBOC), *BOC with cosin phasing* (BOCcos), *BOC with sin phasing* (BOCsin), *Alternative BOC* (AltBOC) e *Composite BOC* (CBOC) (Ávila Rodriguez, 2008, p. 88).

1.3.5. Atribuição de Frequências

A atribuição de bandas de frequências aos operadores GNSS é um processo complexo, visando evitar que vários serviços utilizem as mesmas bandas, sobrepondo utilizações, o que pode originar interferências. Foi neste sentido que a ITU (*International Telecommunications Union*), agência das Nações Unidas que coordena o uso global compartilhado do espectro rádio, veio a atribuir frequências para diferentes propósitos, em diferentes regiões do mundo. A ITU divide, portanto, o espectro eletromagnético em bandas de frequência, com serviços de rádio diferentes atribuídos a bandas específicas (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.18).

A figura 1.5 mostra as bandas para o Serviço de Radionavegação por Satélite (RNSS, do inglês *Radionavigation Satellite Service*). Existem duas bandas RNSS

⁹ Adaptado de http://www.navipedia.net/index.php/GNSS_signal

sobrepostas às bandas atribuídas ao Serviço de Radionavegação Aeronáutica (ARNS, do inglês, *Aeronautical Radionavigation Satellite Service*) em todo o mundo. Este serviço utiliza-as apenas para salvaguarda da vida humana, para que não interfira com os sinais GNSS. Estas zonas de sobreposição correspondem à banda L superior (1559 - 1610 MHz), que contém as bandas GPS L1, Galileo E1, GLONASS G1 e BeiDou B1, e à parte inicial da banda L inferior (1151 - 1214MHz) onde estão localizadas as bandas GPS L5, GLONASS G3, Galileo E5 e BeiDou B2. Nas frequências entre 1215,6 – 1350 MHz (GPS L2, GLONASS G2, Galileo E6 e BeiDou B3) estão sobrepostos os serviços de radiolocalização (radares terrestres), pelo que o RNSS está mais sujeito a interferências nesta zona (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.18).

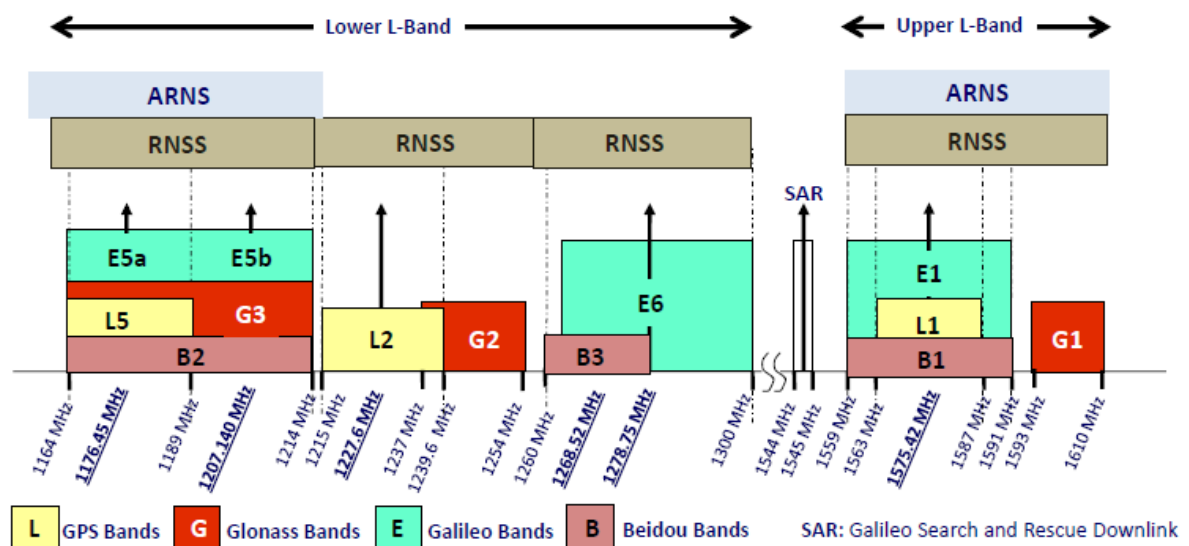


Fig. 1.4 - Bandas de Frequência GPS, GLONASS, Galileo e BeiDou ¹⁰

1.4. Observações e Fontes de Erro

O desempenho de qualquer método de posicionamento depende da definição de modelos de observação e de minimização de erros inerentes ao sistema. A implementação de algoritmos eficientes no cálculo dos parâmetros e na modelação das fontes de erro que possam afetar as observações torna-se, portanto, crucial na persecução de uma solução PVT de melhor qualidade.

¹⁰ Fonte: (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.19).

1.4.1. Observações GNSS

Existem três observações que poder ser obtidas por recetores GNSS, com utilidade para calcular a solução PVT: pseudodistância, fase da portadora e o desvio em frequência causado por efeito de Doppler (variação da fase). Para compreensão da dedução das equações que as definem, e que serão abordadas de seguida, consultar Xu (2007, pp. 37-42).

Pseudodistância

Em termos gerais, nos GNSS atuais, a observável básica é o intervalo de propagação do sinal desde o centro de fase da antena do satélite ao centro de fase da antena do recetor. Como referido na secção 1.3.2., este intervalo de propagação do sinal, Δt , é calculado através da correlação do código recebido pelo satélite com uma réplica do mesmo, gerada no recetor. Ao multiplicar este valor pela velocidade da luz, determina-se a distância geométrica entre as antenas¹¹. Na realidade, devido aos erros dos relógios do recetor e do satélite (δt_r e δt^s), a distância calculada, correspondente à distância geométrica que contabiliza esses desacertos e outros inerentes ao GNSS, é designada por pseudodistância (P_r^s), cuja equação de observação simplificada, em ordem ao instante de receção do sinal (t_r) é a seguinte:

$$P_r^s(t_r) = \rho(t_r) + c \cdot (\delta t_r - \delta t^s) \quad (1.1)$$

Em que $\rho(t_r)$ é a distância verdadeira no instante de receção do sinal e c é a velocidade da luz no vácuo.

Fase da Portadora

A partir do desfasamento da portadora do sinal recebido com uma réplica gerada pelo recetor é possível obter uma observação relacionada com a distância SV-RX (Leick, Rapoport & Tatarnikov, 2015, pp. 263-266). Deste modo, mede-se a diferença de fase da frequência portadora em vez de se efetuar uma comparação de sinais.

¹¹ Esta não é a distancia real SV-RX, devido aos fenómenos que afetam a propagação do sinal, induzindo erros no resultado final.

A fase da portadora é obtida integrando a frequência entre os instantes de observação em ordem ao tempo, de forma a alinhar o sinal recebido com a sua cópia gerada no recetor. Para tal é necessário ter em consideração o efeito de Doppler na frequência transmitida, visto que os satélites e os recetores se encontram em movimento, introduzindo uma alteração da fase num valor proporcional à velocidade relativa SV-RX, o que resulta numa frequência ligeiramente diferente no momento de receção.

A observação do desfasamento entre a portadora e uma réplica gerada no recetor realiza-se com recurso a circuitos *Phase Lock Loop* (PLL) e aos filtros do ciclo da portadora que lhes estão associados, cuja capacidade de medição de fase tem uma precisão na ordem de 1% do comprimento de onda da portadora. Dado que as frequências das portadoras dos GNSS se encontram na banda L, as observações têm uma precisão, no mínimo, centimétrica (Hofmann-Wellenhof, Lichtenegger & Wasle, 2008, p. 97).

Quando a fase da portadora do sinal do satélite se encontra alinhada com a fase da portadora gerada no recetor, no ponto de maior correlação, é medida a fase fracional (ou a diferença entre as fases) nesse instante e o recetor passa a acompanhar a receção do sinal. Durante este tempo, e até se perder o alinhamento dos sinais, existe um seguimento constante da evolução da contagem de ciclos da portadora, acompanhando a mudança na distância SV-RX, enquanto se continuam a efetuar medições de fases fracionais.

Contudo, não é possível determinar o valor do número inteiro de ciclos da fase da portadora que decorreram desde a propagação até à receção. Este número inteiro de ciclos é denominado de ambiguidade de fase e é considerado como uma incógnita nas equações de observação. Assim, a fase da portadora passa a ser composta por dois termos – a ambiguidade de fase, N , e a fase fracional medida no instante de receção. Esta última corresponde à observação GNSS (Φ_r^s). O resultado é convertido em unidades de distância através da multiplicação pelo comprimento de onda:

$$\Phi_r^s = \rho + c(\delta t^s - \delta t_r) + \lambda \cdot N \quad (1.2)$$

Desde que o recetor mantenha um seguimento fixo do sinal SV, a ambiguidade de fase mantém-se constante. O problema reside em quando, por diversas razões, o recetor perde, momentaneamente, o seguimento, o que provoca uma alteração do valor da ambiguidade de fase, por vezes denominado *cycle slip*. Neste caso é necessário voltar a determinar a ambiguidade quando se volta a efetuar o seguimento do sinal (método designado por “fixar” a ambiguidade) (Seeber, 2003, p. 277).

Efeito de Doppler

Como foi referido, o movimento relativo (de aproximação ou afastamento) entre o satélite e o recetor, vai induzir uma ligeira variação na frequência transmitida, durante a sua propagação, fazendo com que esta seja diferente no momento de receção. Sendo que $v_\rho = \frac{d\rho(t_r)}{dt}$ representa a velocidade radial SV-RX, o sinal recebido tem uma frequência f_r (Xu, 2007, p. 41):

$$f_r = f^s \left(1 + \frac{v_\rho}{c}\right)^{-1} \approx f^s \left(1 - \frac{v_\rho}{c}\right) \quad (1.3)$$

onde f^s é a frequência de transmissão.

As medições do efeito de Doppler estão intrinsecamente ligadas às medições da fase da portadora do sinal, na medida em que fornecem a variação de fase no instante de medição. Para além disto, integrando o valor das medições de Doppler num determinado período de tempo, obtém-se a variação acumulada da fase (Hofmann-Wellenhof, Lichtenegger & Wasle, 2008, p. 59):

$$D = f^s - f_r = f^s \frac{v_\rho}{c} = \frac{v_\rho}{\lambda} = \frac{d\rho}{\lambda dt} \quad (1.4)$$

Num ambiente livre de erros, ou após estes terem sido calculados, pode considerar-se que $\frac{d\rho}{\lambda dt} = \frac{d\varphi}{dt}$.

Assim, a equação da observação de Doppler pode ser deduzida através da diferenciação da equação da observação da fase da portadora (1.2) em ordem ao tempo:

$$D = \frac{d\varphi}{dt} = \frac{d\rho}{\lambda dt} + f^s \frac{d(\delta t^s - \delta t_r)}{dt} - \delta_f + \varepsilon \quad (1.5)$$

Onde δ_f é a correção da frequência devido aos efeitos de relatividade (devido ao movimentos relativo SV-RX) e ε é o erro residual.

Pode considerar-se que o efeito de Doppler é um subproduto da observável da fase da portadora, contudo é independente desta, visto que o seguimento da fase da portadora tem interrupções (*cycle slips*), mas o recetor gera medições de Doppler continuamente. (Xu, 2007, p. 42) (Bahrami & Ziebart, 2011, p. 49).

1.4.2. Fontes de Erro

Todo o processo de criação, transmissão, propagação, receção, análise e processamento dos sinais GNSS está sujeito a fatores internos e externos ao sistema que podem afetar as características dos sinais e os intervalos de tempo de propagação, desde que são criados, nos satélites, até ao instante que o recetor retorna o resultado processado. Isto influencia a medição da distância, pelo que devem ser tidos em conta no cálculo da solução PVT.

Normalmente, estes fatores podem incluir-se em três categorias tendo em conta o agente que os origina. Podem, portanto, ser efeitos dependentes (Wells *et al.*, 1986, p. 9.0) (Marreiros, 2012, p. 30):

- Dos satélites: consoante erros nas efemérides dos mesmos, causando um *offset* na antena, que resulta numa diferença entre a posição real do satélite e a posição que está modulada na mensagem de navegação transmitida. Outros exemplos são a variação do centro de fase da antena ou até o já mencionado erro no relógio do satélite, devido a um assincronismo com o GNSST.
- Dos recetores: normalmente relacionados com o já referido erro do relógio interno do recetor, mas também, à semelhança do anterior, consoante *offsets* na antena ou até devido à variação do seu centro de fase.
- Da observação ou da frequência: incluindo todos os erros associados à propagação do sinal, como os atrasos ionosférico e troposférico e o efeito multitrajeto,

bem como outros erros dependentes do tipo de observação efetuada, como por exemplo a ambiguidade de fase.

Outro efeito existente, não exatamente um erro, mas que afeta a exatidão com que é possível determinar a solução de navegação, resulta da configuração geométrica dos satélites. Esta influência é medida pelo GDOP (*Geometrical Dilution of Precision*). Este é dividido em duas componentes – PDOP (*Position Dilution of Precision*) e TDOP (*Time Dilution of Precision*) – por forma a estabelecer um parâmetro de controlo de precisão em que o PDOP é inversamente proporcional à qualidade da posição calculada. Este divide-se numa componente vertical (VDOP) e numa horizontal (HDOP) (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.5) (International Hydrographic Organization, 2005, p.91).

Estes efeitos, que resultam em erros, podem ser minimizados e até removidos através da sua modelação ou combinação de observações, com base no conhecimento dos processos físicos que afetam os sinais. Em primeiro lugar, devem ser parametrizados nas equações das observáveis¹², em parcelas independentes (Marreiros, 2012, pp. 29-30):

δt_r : erro do relógio do recetor (em segundos);

δt^s : erro do relógio do satélite (em segundos);

δ_{rel} : efeitos de relatividade (em metros);

δ_{trop} : atraso troposférico (em metros);

$\delta_{ion,f}$: atraso ionosférico (em metros);

$\delta P_{mult,f}$: erro multitrajeto da pseudodistância (em metros);

$\delta \Phi_{mult,f}$: erro multitrajeto da fase da portadora (em metros);

¹² Equações da pseudodistância (1.1) e da fase da portadora (1.2) (ver secção 1.4.1.). Descrição detalhada de cada fonte de erro para consulta no subcapítulo 2.2.

$\delta a_{r,f}$: combinação do *offset* da antena do recetor com a variação do centro de fase (em metros);

$\delta a^{s,f}$: combinação do *offset* da antena do satélite com a variação do centro de fase (em metros);

$bP_{r,f}$: erro instrumental da pseudodistância no recetor (em metros);

$bP^{s,f}$: erro instrumental da pseudodistância no satélite (em metros);

$b\Phi_{r,f}$: erro instrumental da fase da portadora no recetor (em metros);

$b\Phi^{s,f}$: erro instrumental da fase da portadora no satélite (em metros);

δ_{wnd} : erro de *wind-up* na fase da portadora (em ciclos);

εP_f : ruído na observação da pseudodistância e outros efeitos não modelados (em metros);

$\varepsilon \Phi_f$: ruído na observação da fase da portadora e outros efeitos não modelados (em metros);

f : indica se o erro depende da frequência;

r : indica se o erro depende do recetor;

s : indica se o erro depende do satélite.

Em segundo lugar, deve analisar-se a dependência de cada um dos erros, analisando possíveis correlações entre eles. A tabela 1.2 resume-os, indicando de que fator(es) dependem:

Erro		Dependente de			
		Recetor	Satélite	Frequência	Tipo de obs.
Relógio recetor	δt_r	Sim	Não	Não	Não
Relógio satélite	δt^s	Não	Sim	Não	Não
Relatividade	δ_{rel}	Sim	Sim	Não	Não
Troposfera	δ_{trop}	Sim	Sim	Não	Não
Ionosfera	$\delta_{ion,f}$	Sim	Sim	Sim	Sinal oposto ¹³
Multitrajeto	$\delta P_{mult,f}$	Sim	Sim	Sim	Sim
	$\delta \Phi_{mult,f}$	Sim	Sim	Sim	Sim
Offset antena recetor	$\delta a_{r,f}$	Sim	Não	Sim	Não
Offset antena satélite	$\delta a^{s,f}$	Não	Sim	Sim	Não
Erros inst. recetor	$bP_{r,f}$	Sim	Não	Sim	Sim
	$b\Phi_{r,f}$	Sim	Não	Sim	Sim
Erros inst. satélite	$bP^{s,f}$	Não	Sim	Sim	Sim
	$b\Phi^{s,f}$	Não	Sim	Sim	Sim
Wind-up	δ_{wnd}	Sim	Sim	Sim	Apenas fase da portadora

Tabela 1.2 - Erros nas observações GNSS e respetiva dependência do recetor, satélite, frequência e tipo de observação (pseudodistância e fase da portadora)¹⁴

Com a parametrização de todas as possíveis fontes de erro, as equações de observação ficam completas. É através da sua resolução que se obtém uma solução da posição, considerando sempre que estas equações retornam uma solução tão precisa quanto maior for o número de fontes de erro tidas em conta no seu cálculo, desde que sejam devidamente parametrizadas. Assim sendo, as equações da pseudodistância (1.1) e da fase da portadora (1.2) passam a ter a seguinte forma (Xu, 2007, pp. 37-41) (Salazar, 2010, p. 121-122) (Marreiros, 2012, p.48):

$$\begin{aligned}
 \text{Pseudodistância} \quad P_{r,f}^s &= \rho + c \cdot (\delta t_r - \delta t^s) \\
 \text{(em metros):} \quad &+ \delta_{rel} + \delta_{trop} + \delta_{ion,f} + \delta P_{mult,f} + \delta a_{r,f} + \delta a^{s,f} + bP_{r,f} + bP^{s,f} + \varepsilon P
 \end{aligned} \tag{1.6}$$

¹³ O termo relativo ao efeito da refração ionosférica na equação da pseudodistância (1.6) é simétrico na equação da fase da portadora (1.7). Isto significa que a ionosfera provoca um avanço na medição da fase da portadora e um atraso na medição da pseudodistância (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 67)

¹⁴ Adaptado de (Marreiros, 2012, p. 31)

$$\begin{aligned}
\text{Fase da portadora} \quad \Phi_{r,f}^s &= \rho + c(\delta t^s - \delta t_r) + \lambda_f \cdot N_{r,f}^s \\
\text{(em metros):} \quad &+ \delta_{rel} + \delta_{trop} - \delta_{ion,f} + \delta\Phi_{mult,f} + \lambda_f \cdot \delta_{wnd} + \delta a_{r,f} + \delta a^{s,f} + b\Phi_{r,f} \\
&+ b\Phi^{s,f} + \varepsilon\Phi
\end{aligned} \tag{1.7}$$

1.5. Interoperabilidade

Atualmente, o Comité Internacional para os Sistemas de Navegação Globais (ICG) está a trabalhar no sentido de estabelecer uma maior interoperabilidade entre os GNSS com o objetivo de permitir ao utilizador usufruir de um instrumento que consiga receber, simultaneamente, sinais de satélites dos diferentes sistemas. Desta forma, resultará num acréscimo de dados recebidos, o que é especialmente vantajoso em zonas do globo onde existe menor disponibilidade de visibilidade direta dos satélites, com um incremento na qualidade da configuração geométrica, o que culmina numa melhoria da exatidão da solução PVT (United Nations, 2012).

Segundo Hein (2006, p. 59), “o nível de interoperabilidade é o resultado (ponderado) de diversos fatores:

- Compatibilidade dos GNSS;
- Simplicidade do segmento do utilizador (*design* do recetor);
- Situação do mercado/aspetos económicos;
- Independência dos países;
- Segurança (nacional);
- Vulnerabilidade das soluções PNT¹⁵ combinadas.”

Assim, para além das considerações técnicas, a interoperabilidade dos GNSS também depende muito de fatores políticos e militares.

O objetivo deverá ser a manutenção da diversidade dos sistemas, mas garantir uma interoperabilidade de sinais que sejam de fácil processamento e mantenham uma baixa vulnerabilidade a interferências. Para atingir este desígnio, será necessário ter em conta os seguintes fatores (Hein, 2006, pp. 59-60):

¹⁵ Solução PNT – *Positioning, Navigation and Timing*.

- *Signals-in-Space* (SIS): A implementação da estrutura, modulação, código e dados de um sinal no *software* do recetor, para que as diferenças entre eles não causem problemas. Para tal torna-se necessária a utilização da mesma banda de frequências, o que se vai refletir na redução da complexidade e custo do recetor;
- Sistema de referência geodésica: Para se assegurar a interoperabilidade entre sistemas a este nível é necessário garantir que todos os sistemas de coordenadas terrestres (*Terrestrial Reference Frame* – TRF) têm uma diferença relativa à referência *standard* de coordenadas civis a nível internacional – a *International Terrestrial Reference Frame* (ITRF) – inferior ao valor absoluto específico (*i.e.* a exatidão de posicionamento de um único recetor). Por exemplo, a posição de um ponto em WGS 84 difere da mesma posição em coordenadas ITRF2008 em cerca de 1 cm (Malys, 2014), que se constitui como um erro extremamente aceitável. Se todos os GNSS tiverem erros desta ordem, relativamente à ITRF, a interoperabilidade é alcançável;
- Tempo de referência: Os tempos GNSS (GNSST, tais como o GPST, GLONASS, GST, BDT) são realizações em tempo real do UTC (*Universal Time Coordinated*)/TAI (*Atomic Time*), que é o *standard* de tempo civil internacional. O facto de estarem todos referenciados ao mesmo padrão de tempo, significa que garantem a interoperabilidade através da utilização de um recetor combinado de alta precisão que consiga calcular o pequeno *offset* entre sistemas (ao nível dos nanossegundos). Para tal, basta apenas ter uma observação satélite extra para poder resolver esta nova incógnita na equação de observação. Todavia, os EUA e a UE já concordaram que, no futuro, os seus satélites transmitam essa correção, entre o GPST e o GST, automaticamente. A extensão desta medida a todos os GNSS seria uma mais-valia no que diz respeito à interoperabilidade de sistemas;
- Modulação dos sinais: Esta problemática assenta no facto dos satélites GLONASS, até há poucos anos, utilizarem a técnica FDMA para modular os sinais. De forma a que os sinais sejam interoperáveis, devem ser modulados por CDMA, para que possam trabalhar na mesma banda de frequências. Contudo, a nova geração de satélites russos já trabalha em CDMA, pelo que este problema será mitigado com o tempo e com a renovação do segmento espacial GLONASS.

Capítulo 2 . Determinação da Posição e Velocidade por GNSS

A determinação da solução PVT, a partir de observações GNSS, depende da implementação de algoritmos eficientes e de métodos que minimizem os efeitos das fontes de erro nas observações. Existem atualmente diversas técnicas de posicionamento por GNSS, com diferentes abordagens para processamento de dados, bem como para a modelação e estimativa de erros que se originam no decurso da criação, propagação e análise dos sinais.

Esta dissertação aborda essencialmente o conceito de *Precise Point Positioning* (PPP), uma metodologia de processamento que se distingue pela combinação das observações da pseudodistância e da fase da portadora em duas frequências por forma a anular o efeito ionosférico na propagação do sinal. Adicionalmente, caracteriza-se pela substituição das efemérides e correções dos relógios dos satélites transmitidas na mensagem de navegação dos mesmos por dados extremamente precisos fornecidos por serviços como o IGS. Para além disto, o PPP marca a diferença por se constituir como uma metodologia de posicionamento absoluto em que toda a informação disponível é utilizada para corrigir ou minimizar todas as possíveis fontes de erro das observações. De forma a facilitar a sua compreensão, serão descritos, neste capítulo, os conceitos básicos do funcionamento dos algoritmos de posicionamento e determinação da velocidade, bem como de correção de erros.

2.1. Algoritmos

Determinar a posição por GNSS implica a determinação das quatro incógnitas: coordenadas do recetor (x, y, z) e o erro do relógio do recetor (δt). Para determinar as quatro incógnitas, é necessário resolver um sistema de equações de observação, linearmente independentes. É por esta razão que são necessários sinais de, no mínimo, quatro satélites diferentes.

No entanto, normalmente existem mais do que quatro satélites em vista, o que resulta num maior número de equações de observação no sistema de equações, com redundância. Pelo facto de ter mais equações que incógnitas, denomina-se como sistema sobredeterminado (Aguirre, 2007, pp. 220, 223-224). Devido ao ruído presente

nas observações e ao facto de os modelos de observação aplicados não conseguirem traduzir a realidade na perfeição este sistema de equações sobredeterminado não tem solução algébrica. Por forma a resolver este problema, são utilizados algoritmos que estimam uma solução ótima, no sentido de estimar e minimizar a influência do erro das observações, sendo que os mais utilizados serão descritos neste subcapítulo.

2.1.1. Posicionamento

Como foi descrito na secção 1.4.1., o princípio do posicionamento baseia-se na resolução de um problema geométrico com base na observação da distância SV-RX. Considerando que a distância geométrica (ρ) entre o satélite (s) e o recetor (r) se dá por $\rho^s = \sqrt{(x_r - x^s)^2 + (y_r - y^s)^2 + (z_r - z^s)^2}$ e as coordenadas dos satélites, bem como o erro do seu relógio (δt^s) são calculados com base nos parâmetros transmitidos na mensagem de navegação, pode reescrever-se a equação da pseudodistância (1.6) para um número de satélites $i \geq 4$:

$$P^s - M^s \approx \sqrt{(x_r - x^s)^2 + (y_r - y^s)^2 + (z_r - z^s)^2} + c\delta t, \quad s = 1, \dots, i \quad (2.1)$$

em que no primeiro membro estão as pseudodistâncias medidas (P^s) e os termos modeláveis ou passíveis de ser calculados, aproximados ou, se necessário, desprezados (M^s) e, no segundo membro, se encontram as quatro incógnitas: coordenadas do recetor (x, y, z) e o erro do relógio do recetor (δt).

Estas equações resultam num sistema não-linear. Para se resolver este sistema, cria-se um modelo de observação, através da linearização da distância geométrica ρ em torno de uma posição nominal que representa uma posição aproximada do recetor (x_0, y_0, z_0), por expansão em séries de Taylor de primeira ordem, obtendo o seguinte resultado:

$$\rho^s = \rho_0^s + \frac{x_0 - x^s}{\rho_0^s} dx + \frac{y_0 - y^s}{\rho_0^s} dy + \frac{z_0 - z^s}{\rho_0^s} dz \quad (2.2)$$

Desta forma, as incógnitas deixam de ser as coordenadas do recetor e passam a ser o vetor de desfaseamento (dx, dy, dz) entre a posição nominal (x_0, y_0, z_0) e a posição verdadeira do recetor (x, y, z) (Fig. 2.1). Assim, a equação (2.1) passa a escrever-se:

$$P^s - \rho_0^s - M^s = \frac{x_0 - x^s}{\rho_0^s} dx + \frac{y_0 - y^s}{\rho_0^s} dy + \frac{z_0 - z^s}{\rho_0^s} dz + c\delta t, \quad s = 1, \dots, i \quad (2.3)$$

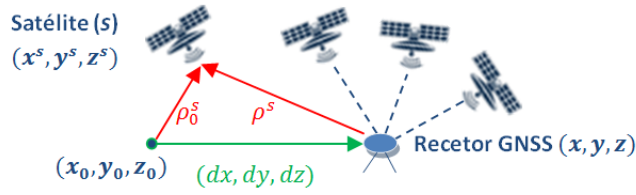


Fig. 2.1 - Linearização das Equações em Torno de uma Posição Nominal (x_0, y_0, z_0)

Este modelo de observação constitui um sistema de equações e pode ser expresso na forma matricial $\mathbf{Z} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x}$:

$$\begin{bmatrix} P^1 - \rho_0^1 - M^1 \\ \vdots \\ P^s - \rho_0^s - M^s \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{x_0 - x^1}{\rho_0^1} & \frac{y_0 - y^1}{\rho_0^1} & \frac{z_0 - z^1}{\rho_0^1} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_0 - x^s}{\rho_0^s} & \frac{y_0 - y^s}{\rho_0^s} & \frac{z_0 - z^s}{\rho_0^s} & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \\ c\delta t \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Este sistema designa-se por sistema de equações de navegação, no qual se inserem:

- $\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} P^1 - \rho_0^1 - M^1 \\ \vdots \\ P^s - \rho_0^s - M^s \end{bmatrix}$

vetor $(s \times 1)$ que contém os resíduos das observações, definidos pela diferença entre os valores observados (neste caso, as pseudodistâncias) e os valores aproximados (neste caso as distancias geométricas aproximadas e as parcelas de correção dos erros);

- $\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \frac{x_0 - x^1}{\rho_0^1} & \frac{y_0 - y^1}{\rho_0^1} & \frac{z_0 - z^1}{\rho_0^1} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_0 - x^s}{\rho_0^s} & \frac{y_0 - y^s}{\rho_0^s} & \frac{z_0 - z^s}{\rho_0^s} & 1 \end{pmatrix}$

matriz de desenho $(s \times 4)$ que contém a geometria SV-RX, podendo ser designada como o modelo de observação;

- $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \\ c\delta t \end{bmatrix}$

vetor de estado (4×1) que contém as incógnitas - parâmetros a determinar (neste caso, o desvio entre as coordenadas verdadeiras e as aproximadas, bem como o erro do relógio do recetor).

Depois de se resolver este sistema, obtém-se uma estimativa das coordenadas do recetor. Pode ser necessário efetuar várias iterações para que a solução convirja

num valor final, com uma diferença abaixo de um valor limite entre iterações sucessivas.

Na realidade, cada observação da pseudodistância contém o ruído e parâmetros não modelados (ε), resultando no sistema $\mathbf{Z} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \varepsilon$.

Nesta secção, são apresentados, dois algoritmos de ajustamento utilizados na resolução deste problema: o método dos mínimos quadrados ponderados (daqui em diante definido por *Weighted Least Mean Squares* – WMS) e o filtro de Kalman estendido (daqui em diante definido por *Extended Kalman Filter* – EKF).

2.1.1.1 – Weighted Least Mean Squares

O WMS é um caso particular do método dos mínimos quadrados, utilizado para encontrar a solução de um sistema sobredeterminado, utilizando como critério minimizar a soma dos quadrados dos resíduos de cada equação de observação.

Considerando o referido sistema $\mathbf{Z} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \varepsilon$, o objetivo é assumir que a solução é o vetor $\hat{\mathbf{x}}$, a estimativa que melhor se adapta ao sistema $\mathbf{Z} \approx \mathbf{A} \cdot \hat{\mathbf{x}}$, minimizando a discordância no mesmo (Aguirre, 2007, pp. 224-225), resolvendo o problema de minimização quadrática definido pela condição:

$$\min \|\mathbf{Z} - \hat{\mathbf{Z}}\|^2 = \min \left[\sum_{i=1}^n (\mathbf{Z} - \hat{\mathbf{Z}})^2 \right] \quad (2.5)$$

$$\text{onde } \hat{\mathbf{Z}} = \mathbf{A} \cdot \hat{\mathbf{x}}$$

A diferença entre as observações \mathbf{Z} e o modelo ajustado $\hat{\mathbf{Z}}$ vão resultar no vetor \mathbf{m} dos *postfit residuals* (em português, os valores residuais pós-ajustamento):

$$\mathbf{m} = \mathbf{Z} - \hat{\mathbf{Z}} = \mathbf{Z} - \mathbf{A} \cdot \hat{\mathbf{x}} \quad (2.6)$$

Assim sendo, a solução obtida pelo estimador de mínimos quadrados definido em (2.5) é o vetor $\hat{\mathbf{x}}$ que minimiza a norma quadrática dos *postfit residuals* $\|\mathbf{m}\|^2$. Resolvendo este problema de álgebra linear (Aguirre, 2007, p.225), obtém-se a única solução possível que obedece à condição (2.5), desde que as colunas da matriz \mathbf{A} sejam

linearmente independentes (facto que se verifica no caso do problema de navegação dos GNSS):

$$\hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{A}^T \cdot \mathbf{A})^{-1} \cdot \mathbf{A}^T \cdot \mathbf{Z} \quad (2.6)$$

Para além disto, as observações devem ser ponderadas (ou seja, deve ser-lhes atribuído um peso), visto que na realidade nem todas as observações têm a mesma qualidade e, conseqüentemente, o mesmo erro. Por exemplo, os efeitos da refração na ionosfera e troposfera variam com a altitude e posição do recetor, hora do dia, etc. Assim sendo, por forma a incorporar esta informação da qualidade do sinal na condição de ajustamento (2.5), cria-se uma matriz \mathbf{W} simétrica, positiva definida, cujos elementos resultam dos pesos atribuídos às observações. Reescrevendo a condição (2.5), a norma do vetor \mathbf{m} passa a estar associada ao produto escalar definido pela matriz \mathbf{W} :

$$\min \|\mathbf{Z} - \hat{\mathbf{Z}}\|_{\mathbf{W}}^2 = \min \|\mathbf{m}\|_{\mathbf{W}}^2 \quad (2.7)$$

Assim, o estimador passa a ser definido por:

$$\hat{\mathbf{x}}_{\mathbf{W}} = (\mathbf{A}^T \cdot \mathbf{W} \cdot \mathbf{A})^{-1} \cdot \mathbf{A}^T \cdot \mathbf{W} \cdot \mathbf{Z} \quad (2.8)$$

2.1.1.2 – Extended Kalman Filter

O filtro de Kalman destina-se a estimar o vetor de estado \mathbf{x} de um processo expresso por um sistema linear. Contudo, sabe-se que o problema de navegação GNSS, cujo sistema de equações de navegação é $\mathbf{Z} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon}$, tem dinâmicas e relações de observação não lineares.

Desta forma, surge o EKF que lineariza analiticamente o sistema em torno do seu atual estado, operando numa sequência discreta de observações que contêm erros. Isto significa que, em vez da linearização ser feita em torno de uma trajetória predefinida para um determinado veículo (usando um filtro de Kalman normal), é feita em torno de uma trajetória constantemente atualizada com estimativas do estado do sistema que a afeta. Isto é particularmente importante no âmbito desta dissertação, visto que, especialmente em navios, a posição e atitude são afetadas por diversas

variações de rumo e velocidade acrescidos dos efeitos do mar, vento e corrente, o que torna praticamente impossível determinar um modelo da trajetória. Desta forma, a linearização é feita em torno de uma trajetória estimada pelo EKF que minimiza o erro médio quadrático da estimativa, produzindo estatísticas otimizadas do vetor de estado, com base no sistema das equações de navegação (Levy, 1997, pp. 9-10) (Bishop & Welch, 2006, p. 7) (Aguirre, 2007, p. 359). Para tal, calcula o vetor de estado x recorrendo às seguintes equações (Bishop & Welch, 2006, p. 8) (Ferrão, 2013, p. 36):

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= f(x_k, k) + w_k \\ z_k &= h(x_k, k) + v_k \end{aligned} \tag{2.9}$$

onde:

- x_k é o vetor de estado ($n \times 1$) no instante k ;
- $f(x_k, k)$ é a função do modelo de transição de estado que pode ser não linear e descreve como o sistema evolui a partir do instante k para o instante seguinte ($k + 1$);
- w_k é o vetor ($n \times 1$) do ruído do processo, branco Gaussiano de média zero e matriz de covariância conhecida Q_k ($n \times n$);
- z_k é o vetor ($m \times 1$) com as medições no instante k ;
- $h(x_k, k)$ é a função do modelo das medições, que pode ser não linear;
- v_k é o vetor ($m \times 1$) do ruído nas medições, branco Gaussiano de média zero e matriz de covariância conhecida R_k ($m \times m$);
- n é o número de parâmetros e m é o número de medições.

Esta equação é aplicada num processo recursivo que contempla duas fases cíclicas: fase de predição e fase de atualização (Bishop & Welch, 2006, pp. 8-11).

- Fase de predição:

Neste passo, para o instante k , o filtro utiliza a estimativa do estado anterior do sistema $\hat{x}_{k-1|k-1}$ para calcular uma estimativa *a priori* do estado futuro $\hat{x}_{k|k-1}$

(Aguirre, 2007, p. 361) (Gonçalves, 2011, p. 27) (Bishop & Welch, p. 10) (Harwin, 2009, p. 2):

$$\begin{aligned}\hat{x}_{k|k-1} &= f(\hat{x}_{k-1|k-1}, k) \\ P_{k|k-1} &= F_k \cdot P_{k|k-1} \cdot F_k^T + Q_{k-1}\end{aligned}\tag{2.10}$$

onde:

- $P_{k|k-1}$ é a matriz de covariância condicional do vetor de estado x_k dadas as observações m no instante $k - 1$.
- F_k é a matriz $(n \times n)$ de transição de estado calculada a partir da aproximação linear dada pela matriz Jacobiana da função do modelo de transição de estado $f(x_k, k)$:

$$F_k = \left. \frac{\partial f(x_k, k)}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}_{k|k-1}}\tag{2.11}$$

- Q_{k-1} é a matriz de covariância $(n \times n)$ que contém o ruído das medições m no instante $k - 1$.

- Fase de atualização:

Nesta fase, no instante k , o filtro insere as medições atuais z_k , atualizando o estado do sistema até a esse instante. Para isso, lavam-se a cabo diferentes passos (Aguirre, 2007, p. 361) (Gonçalves, 2011, p. 27) (Bishop & Welch, p. 10) (Harwin, 2009, p. 2):

1. É realizada a linearização de primeira ordem da função de medição $h(x_k, k)$, obtendo a matriz $(m \times n)$ do modelo das medições:

$$H_k = \left. \frac{\partial h(x_k, k)}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}_{k|k-1}}\tag{2.12}$$

2. Calcula-se o ganho de Kalman:

$$K_k = P_{k|k-1} \cdot H_k^T [H_k \cdot P_{k|k-1} \cdot H_k^T + R_k]^{-1}\tag{2.13}$$

3. Atualiza-se a estimativa do vetor de estado:

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k \cdot [z_k - h_k(\hat{x}_{k|k-1})]\tag{2.14}$$

4. Atualiza-se a matriz de covariância:

$$\mathbf{P}_{k|k} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_k) \cdot \mathbf{P}_{k|k-1} \quad (\mathbf{I} \text{ é a matriz identidade}) \quad (2.15)$$

A figura 2.2 representa de forma simples o esquema do algoritmo de estimação do vetor de estado realizado pelo EKF, fazendo referência às equações supramencionadas.

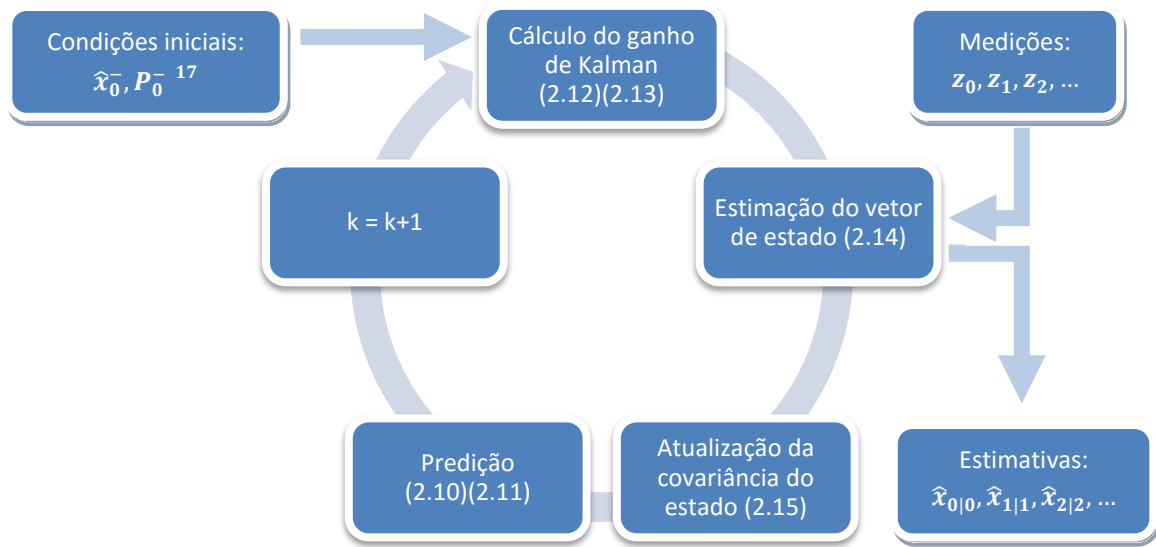


Fig. 2.2 - Esquema de Funcionamento do EKF

2.1.2. Velocidade

A determinação da velocidade através dos GNSS é um processo bastante simples e preciso que pode ser alcançado de diversas formas. Um método comum consiste na determinação da diferença de sucessivas soluções de posição. No entanto, esta abordagem tem várias desvantagens, entre as quais o facto da precisão da velocidade e da aceleração serem dependentes da precisão da posição e, por outro lado, o ganho ou perda de um satélite poder introduzir descontinuidades, resultando numa precisão na ordem do metro por segundo (Gaglione & Petovello, 2015, p. 38).

Outra abordagem comum é usar a observável do efeito de Doppler, referida na secção 1.4.1., modelada pela equação (1.5)¹⁷. Esta observável permite determinar o vetor da velocidade absoluta em tempo real, com grande utilidade para a efeitos de

¹⁶ $\hat{\mathbf{x}}_k^- = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \quad \mathbf{P}_k^- = \mathbf{P}_{k|k-1}$

¹⁷ $D = \frac{d\varphi}{dt} = \frac{d\rho}{\lambda dt} + f \frac{d(\delta t^s - \delta t_r)}{dt} - \delta_f + \varepsilon$

navegação. Segundo Hofmann-Wellenhof, Lichtenegger e Wasle (2008, p. 108), as medições de Doppler em bruto não são tão precisas como as medições integradas, contudo alcançam uma precisão estimada em cerca de 0,001 Hz, o que neste caso corresponde a aproximadamente $3 \times 10^{-4} m s^{-1}$ e, para a maioria das aplicações, é mais que suficiente.

O conceito básico do algoritmo de estimativa da velocidade acaba por sofrer uma abordagem semelhante à definida no início deste subcapítulo (2.1.) para a estimativa da posição, quando se linearizou a equação (2.1), mas, desta vez, para a equação de observação do efeito de Doppler.

Em suma, de acordo com o algoritmo definido por Xu (2007, pp. 212-214) e Zhang (2007, pp. 93-94), lineariza-se a equação de observação assumindo que se conhecem as coordenadas, posição e velocidade do satélite (informação presente na mensagem de navegação), a coordenadas do recetor e, conseqüentemente, a pseudodistância ao satélite, e a velocidade inicial do mesmo. Para tal, recorre-se à diferença entre o Doppler medido (V^s) e o Doppler previsto (v_k^s). Isto significa que teremos um sistema de equações semelhante a, para o recetor r e um número s de satélites (2.4):

$$\begin{bmatrix} V^1 - v_k^1 \\ \vdots \\ V^s - v_k^s \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{x_r - x^1}{\lambda \rho_k^1} & \frac{y_r - y^1}{\lambda \rho_k^1} & \frac{z_r - z^1}{\lambda \rho_k^1} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_r - x^s}{\lambda \rho_k^s} & \frac{y_r - y^s}{\lambda \rho_k^s} & \frac{z_r - z^s}{\lambda \rho_k^s} & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ \Delta D \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

No qual se inserem:

- $\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} V^1 - v_k^1 \\ \vdots \\ V^s - v_k^s \end{bmatrix}$ vetor ($s \times 1$) que contém os resíduos das observações, definidos pela diferença entre os valores de Doppler medidos e previstos;
- $\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \frac{x_r - x^1}{\lambda \rho_k^1} & \frac{y_r - y^1}{\lambda \rho_k^1} & \frac{z_r - z^1}{\lambda \rho_k^1} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_r - x^s}{\lambda \rho_k^s} & \frac{y_r - y^s}{\lambda \rho_k^s} & \frac{z_r - z^s}{\lambda \rho_k^s} & 1 \end{pmatrix}$ matriz de desenho ($s \times 4$) que contém a geometria SV-RX, podendo ser designada como o modelo de observação;

- $x = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ \Delta D \end{bmatrix}$

vetor de estado (4×1) que contém as incógnitas (componentes da velocidade nos três eixos e a deriva do relógio do recetor¹⁸).

À semelhança do problema da estimativa do posicionamento, a estimativa da velocidade também é afetada por ruído nas medições do Doppler. Este problema é resolvido utilizando algoritmos de ajustamento à semelhança dos utilizados na secção anterior (WMS e EKF).

2.2. Correção de Erros

A medição da distância entre um satélite e o recetor é afetada por múltiplos efeitos com origem em diversas fontes de erro que afetam as características dos sinais e o intervalo de tempo da sua propagação. No cálculo da solução da posição GNSS, estes erros devem ser tidos em conta nas equações de observação, tanto quanto possível, através da modelação ou combinação de observações, com base no conhecimento dos processos físicos que afetam os sinais, visando anular ou minimizar o seu impacto na determinação da solução PVT.

Neste subcapítulo serão discriminadas as fontes de erro mais significativas para a obtenção da solução PVT com elevada precisão, segundo uma abordagem que descreve a fonte de erro e a forma de a corrigir. A descrição detalhada dos processos físicos pelos quais são gerados estes erros encontra-se no âmbito do estudo e para consulta dos mesmos, deverão ser consultadas as referências apresentadas. A explicação dos erros segue a ordem apresentada na tabela 1.2. da secção 1.4.2.

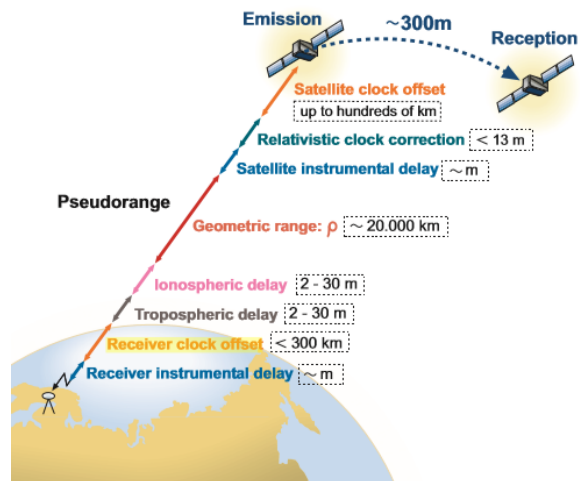


Fig. 2.3 - Erros na Medição da Pseudodistância¹⁹

¹⁸ A deriva do relógio do recetor é dada em ciclos por segundo *i.e.*, $\Delta D = f \left(\frac{d\rho t_r}{dt} \right)$ com t_r como o instante de receção do sinal (Xu, 2007, p. 213).

¹⁹ Fonte: (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.96).

2.2.1. Erro dos Relógios do Recetor e do Satélite (δt_r , δt^s)

2.2.1.1. Erro do Relógio do Recetor (δt_r)

Normalmente, os recetores GPS estão equipados com osciladores de cristal de quartzo, que têm as vantagens de serem relativamente baratos, pequenos e de baixo consumo de energia. Porém, os osciladores de cristal de quartzo têm alguma instabilidade de frequência, o que afeta a exatidão na medição do tempo.

O erro do relógio está associado à diferença entre este e a escala de tempo de referência do GNSS. O GNSS permite determinar estes erros com uma exatidão na ordem das centenas de nanossegundos (uma exatidão da posição na ordem dos 10 metros corresponde a um erro do relógio de 300 nanossegundos) e é tratado como uma incógnita no problema de navegação (ver secção 2.1.1.) juntamente com as coordenadas do recetor, não necessitando de modelação para ser calculado.

É, no entanto, importante ter em conta que quando se combinam observações de diferentes GNSS, cada um utiliza o seu próprio referencial de tempo, sendo necessário considerar o desfasamento entre cada referencial.

2.2.1.2. Erro do Relógio do Satélite (δt^s)

O erro do relógio do satélite, assim como o do recetor, está associado ao seu desvio em relação ao referencial de tempo do GNSS. Os satélites estão equipados com relógios atómicos, pelo que a sua estabilidade é muito superior à do oscilador de quartzo dos recetores²⁰, contudo, o mais pequeno erro pode resultar numa diferença enorme na posição. Este erro pode ser modelado da seguinte forma (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.104):

$$\delta t^s = \tilde{\delta t}^s + \Delta_{rel} \quad (2.17)$$

A primeira parcela ($\tilde{\delta t}^s$) pode ser calculada através dos valores enviados pelos satélites na mensagem de navegação, cuja precisão se encontra na ordem de alguns nanossegundos (mais de 1,5 metros) ou por produtos de elevada precisão,

²⁰ Os osciladores dos satélites são de cézio, rubídio ou hidrogénio e, a longo prazo, apresentam um desvio relativamente ao referencial de tempo GNSS de cerca de 4 nanossegundos por dia, o que reflete a sua elevada precisão (Ashby, 2003, p. 5).

disponibilizados gratuitamente pelo IGS, cuja precisão pode chegar ao 75 picossegundos (menos de 3 centímetros – consultar tabela 3.1) (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 104). A segunda parcela (Δ_{rel}) exprime uma pequena correção de relatividade causada pela excentricidade da órbita do satélite que será abordada na próxima secção (2.2.2.).

2.2.2. Efeitos de Relatividade (δ_{rel})

O efeito da relatividade é muito relevante nos GNSS, de tal forma que, se não tivesse sido considerado, todos os sistemas teriam sido inúteis (Shen, 2002, pp. 38-39). A sua explicação baseia-se nas teorias das relatividades especial e geral de Einstein, descritas pormenorizadamente por Xu (2007, pp. 62-64) e Shen (2002, pp. 39-42).

Assumindo que dois relógios idênticos, de alta precisão (atômicos), fabricados no mesmo local, em simultâneo, marcando exatamente a mesma hora e tendo a mesma marcha (taxa de passagem do tempo). Se, em simultâneo, fosse colocado um na superfície terrestre e outro num satélite, a sua marcha iria ficar diferente instantaneamente devido a dois fatores. O primeiro seria causado pela diferença de potencial gravitacional (associado à teoria da relatividade geral), que faz com que o satélite esteja sob o efeito do campo gravítico terrestre (manifestamente mais fraco que o do relógio que se encontra na superfície terrestre), o que faz com que o relógio do satélite tenda a funcionar mais rapidamente. O segundo fator está ligado ao movimento relativo entre eles (teoria da relatividade especial), sendo que o relógio no satélite se move relativamente ao relógio à superfície terrestre (a referência), o primeiro tende a funcionar mais lentamente (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 105). Neste exemplo, após se terem em conta estes fatores, o relógio do satélite iria “avançar” no tempo 39 000 nanossegundos por dia mais rapidamente que o relógio que ficou à superfície da terra, causando uma diferença em distância de 11,7 km (Shen, 2002, p. 41).

No caso dos GNSS há a considerar os seguintes efeitos devido à relatividade (Ashby, 2003, pp.15-18):

- Efeito da frequência:

Este factor depende da velocidade relativa (v) e da energia potencial do recetor relativamente ao satélite (ΔU). Se um satélite transmitir na frequência f_0 , os recetores vão receber a frequência f'_0 . Este efeito já é previamente considerado pelo fabricante, tendo em conta a velocidade orbital do satélite e a sua energia potencial referida ao geóide, resultando num ajustamento da frequência de oscilação do mesmo.²¹

Este efeito é modelado por (Xu, 2007, p. 64):

$$\frac{f'_0 - f_0}{f_0} = \frac{1}{2} \left(\frac{v}{c} \right)^2 + \frac{\Delta U}{c^2} \quad (2.18)$$

- Efeito gravitacional:

A alteração do campo gravitacional durante o trajeto do sinal entre o satélite e o recetor causa um atraso no mesmo que causa uma alteração na posição de cerca de 1 a 2 cm, que pode ser dada por (Xu, 2007, p. 65):

$$\Delta \rho_{rel} = \frac{2GM_e}{c^2} \ln \frac{\rho^s + \rho_r + \rho_r^s}{\rho^s + \rho_r - \rho_r^s} \quad (2.19)$$

Onde:

- G é a constante gravitacional e M_e é a massa da Terra;
- ρ_r e ρ^s são as distâncias geocêntricas ao recetor e ao satélite, respetivamente;
- ρ_r^s é a distância entre o recetor e o satélite.

- Efeito da excentricidade orbital:

Esta é uma componente periódica devido à excentricidade das órbitas dos satélites. Normalmente, é utilizada pelo *software* do recetor para cálculo da órbita do

²¹ Para o GPS, o ajuste de frequência, relativamente à sua frequência fundamental (10,23 MHz), após resolução da equação (2.18), é de aproximadamente $-4,4647 \times 10^{-10}$ MHz (a marcha dos relógios dos satélites está, como foi referido, mais rápida). Assim, o valor de frequência fundamental com que os satélites GPS operam passa a ser 10,22999999543 MHz (Ashby, 2003, p. 16).

satélite, sendo que o seu valor é transmitido na mensagem de navegação²². A sua fórmula é dada por (Ashby, 2003, p. 17):

$$\Delta_{rel} = -2 \frac{\vec{r}^s \cdot \vec{v}^s}{c^2} + const \quad (2.20)$$

Onde \vec{r}^s e \vec{v}^s são, respetivamente, os vetores de posição (m) e velocidade (ms^{-1}) do satélite e 'const' uma constante que não pode ser separada do erro do relógio.

Para uma órbita com excentricidade de 0,01 (caso do GLONASS e quase a excentricidade das órbitas dos satélites GPS – consultar tabela 1.1), este efeito pode induzir um erro máximo de 23 nanossegundos (aproximadamente 7 metros) (Ashby, 2003, p. 17).

- Efeito de Sagnac:

Este efeito é causado pela rotação da Terra durante o tempo de trânsito do sinal do satélite até ao recetor, o efeito de Sagnac é proporcional à área abrangida pela projeção equatorial de um vetor proveniente do centro da Terra em direção ao sinal, durante a duração da sua propagação. Esta variação, para um recetor estático, a rodar com a Terra, pode chegar aos 30 metros.

A correção deste efeito é modelada pela fórmula (Xu, 2007, pp. 65-66):

$$\Delta\rho = \frac{(\vec{r}_r - \vec{r}^s) \cdot \vec{v}_r}{c} \quad (2.21)$$

Onde \vec{r}_r e \vec{r}^s são, respetivamente, os vetores de posição geocêntrica (m) do recetor e do satélite e \vec{v}_r é o vetor de velocidade geocêntrica do recetor, referida à superfície terrestre.

2.2.3. Efeito Troposférico (δ_{trop})

A troposfera é a camada mais baixa da atmosfera, caracterizada por uma redução aproximadamente constante da temperatura à medida que a altitude aumenta. É uma camada instável com uma turbulência atmosférica considerável,

²² O valor da correção Δ_{rel} no GLONASS é automaticamente calculado pelos satélites antes do envio do sinal, pelo que não se torna necessário enviar na mensagem de navegação, tornando-o mais simples para o utilizador (Ashby, 2003, p. 18).

especialmente junto à superfície terrestre, devido a correntes de convecção. Contém cerca de 80% de toda a massa molecular da atmosfera, sendo composta por gases secos e vapor de água. A sua dimensão depende da zona do globo e da altura do ano, atingindo, aproximadamente os 7-10 km em zonas polares e 16-18 km entre os trópicos. O seu limite superior é conhecido como a tropopausa, onde se dá uma alteração súbita no gradiente da temperatura e acima da qual se encontra a estratosfera (Mendes, 1999, pp. 24-25).

Em GNSS, é necessário compreender os efeitos que a atmosfera provoca na propagação dos sinais, sendo assim, a sua divisão convencional em camadas (troposfera, estratosfera, mesosfera, termosfera, exosfera, magnetosfera) não tem particular interesse. Alternativamente, considera-se apenas que esta se divide em duas camadas, consoante o estado de ionização provocado pela radiação solar. Deste modo, é considerada uma camada eletricamente neutra (a troposfera, que contém quase toda a massa da atmosfera, e a parte inferior da estratosfera) e uma não neutra acima desta (a ionosfera) (Mendes, 1999, pp. 27-29).

A troposfera não é dispersiva para os sinais GNSS, por oposição ao que ocorre na ionosfera. Isto significa que o índice de refração não depende da frequência, tornando o efeito troposférico numa fonte de erro que não pode ser determinada por combinação de frequências. O índice de refração troposférico depende dos seguintes fatores: pressão atmosférica, temperatura e pressão do vapor de água nela existente, os quais variam consoante o ângulo de elevação do satélite e a altitude do recetor. Para facilitar a modelação do atraso troposférico nas equações de observação, este pode ser dividido numa componente seca (hidrostática) (δ_{dry}) e numa húmida (δ_{wet}).

Cerca de 90% da magnitude do atraso troposférico está contida na componente seca, e os restantes 10% na componente húmida (Bisnath *et al.*, s.d., p. 2). A componente húmida, por sua vez, é a mais difícil de modelar devido às grandes variações na distribuição de vapor de água no espaço e no tempo.

O processo de estimativa deste efeito é efetuado através do cálculo do atraso troposférico zenital de acordo com a localização do recetor e os dados meteorológicos

padrão ou leituras meteorológicas efetuadas nessa área. O atraso troposférico é então parametrizado por funções de mapeamento (m_{dry} e m_{wet}) adequadas a cada uma das suas componentes zenitais ($\delta_{dry,z}$ e $\delta_{wet,z}$) em função do ângulo de elevação relativamente ao horizonte (e), segundo o seguinte modelo (Davis *et al.*, 1985, pp. 1593-1595):

$$\delta_{trop}(e) = \delta_{dry,z} \cdot m_{dry}(e) + \delta_{wet,z} \cdot m_{wet}(e) \quad (2.22)$$

A maioria dos métodos de modelação da troposfera disponíveis apresentam um bom desempenho na determinação do atraso troposférico zenital hidrostático, diferindo nas suposições feitas em relação aos perfis e mapeamentos verticais. Basicamente, podem ser classificados em dois grupos principais: orientados para aplicações no domínio da geodesia de elevada precisão ou orientados para a navegação. Os do primeiro grupo, de que são exemplo os modelos de Saastamoinen, Hopfield, as *Vienna Mapping Functions* (VMF1) e outros modelos, são mais precisos, mas geralmente mais complexos e precisam de dados meteorológicos de superfície, uma vez que sua precisão é afetada pela qualidade desses dados (Hofmann-Wellenhof, Lichtenegger & Collins, 2001, pp. 109-118) (Xu, 2007, pp. 55-59) (Boehm, Werl & Schuh, 2006). Os do segundo grupo, como é o caso das *Niell Mapping Functions* (NMF) e das *Global Mapping Functions* (GMF), são menos precisos, mas os dados meteorológicos não são necessários (Niell, 1996, pp. 3231-3233) (Boehm *et al.*, 2006). Nenhum modelo existente, por mais elaborado que seja, consegue modelar a componente húmida do atraso troposférico de forma precisa (Davis *et al.*, 1985, pp. 1603-1605), mas esta é muito importante para a precisão de posicionamento. Shen (2002, p. 21) afirma que “o atraso troposférico zenital hidrostático ao nível do mar é da ordem de 2,3 m. O atraso troposférico zenital húmido, no entanto, pode variar entre alguns milímetros e 40 centímetros. A variabilidade da componente seca é relativamente baixa e pode ser calculada com uma precisão que se aproxima de 1%, quando a pressão atmosférica é conhecida. Por outro lado, a componente húmida é mais difícil de estimar e são comuns erros de 10-20%”.

Atualmente não existe nenhum método simples e completamente eficaz para estimar um valor preciso para o atraso troposférico húmido. Assim, na maioria das aplicações, quando se pretende uma precisão centimétrica, o atraso zenital húmido é estimado como uma variável adicional para além das outras variáveis geodésicas (vetor de estado do sistema (2.4)). A utilização desta incógnita é uma prática comum em PPP (Kouba & Héroux, 2001, p.14) (Zumberge *et al.*, 1997, pp. 5005-5006).

2.2.3.1. – Funções de Mapeamento

O atraso troposférico é mínimo no zénite e aumenta à medida que o ângulo de elevação diminui, ou seja, à medida que o comprimento de troposfera que o sinal rádio tem de percorrer aumenta (Leick, Rapoport & Tatarnikov, 2015, pp. 482-483). As funções de mapeamento permitem, a partir do atraso troposférico zenital, determinar o atraso para qualquer ângulo de elevação do satélite.

Marini, em 1972, desenvolveu uma função de mapeamento baseada numa fração contínua. Herring, em 1992, especificou esta função, atribuindo-lhe três coeficientes (a, b, c) e normalizando-a para ser unitária no zénite, resultando na seguinte função para a componente hidrostática (Hofmann-Wellenhof, Lichtenegger & Collins, 2001, pp. 117-118):

$$\delta_{hyd}(e) = \frac{1 + \frac{a}{1 + \frac{b}{1 + c}}}{\sin(e) + \frac{a}{\sin(e) + \frac{b}{\sin(e) + c}}} \quad (2.23)$$

Existem muitas outras variações de funções de mapeamento, mas neste estudo foi utilizada a função de mapeamento de Niell (1996), por permitir resultados satisfatórios e ser de fácil implementação. Estas são do mesmo tipo que as utilizadas por Herring, utilizando três coeficientes, dependentes da latitude e altitude do lugar e do dia do ano para calcular a componente hidrostática. Em (Niell, 1996) são dados os valores a utilizar com coeficientes para latitudes específicas, que podem ser interpolados linearmente.

2.2.4. Efeito Ionosférico (δ_{ion})

A ionosfera é a camada ionizada da atmosfera que se estende, normalmente, desde cerca dos 50 aos 1000 km acima da superfície da Terra. Nesta camada, a radiação ultravioleta do sol ioniza as moléculas de gás que, em seguida, perdem um elétron. Estes elétrons livres na ionosfera vão afetar a propagação dos sinais GNSS à medida que estes a atravessam. A velocidade do sinal é o parâmetro mais afetado, o que, por conseguinte, induz erros na medição de distâncias.

Para se perceber o comportamento dos sinais neste meio, é necessário conhecer o seu índice de refração. A ionosfera é um meio dispersivo, o que significa que o índice de refração depende da frequência e, portanto, a ionosfera tem uma propriedade de "dispersão" do sinal. Este efeito causa um atraso na pseudodistância e um avanço na fase da portadora (Klobuchar, 1987, pp. 325-327) (Hofmann-Wellenhof, Lichtenegger & Collins, 2001, pp. 101-109) (Klobuchar, 1991, pp. 48-50):

$$\text{Pseudodistância (atraso):} \quad \delta P_{ion} = 40.3 \frac{TEC}{f^2} \quad (2.24)$$

$$\text{Fase da portadora (avanço):} \quad \delta \Phi_{ion} = -40.3 \frac{TEC}{f^2} \quad (2.25)$$

Onde:

- *TEC* é a sigla de *Total Electron Content*, que se calcula a partir da densidade de elétrons livres integrada ao longo do sinal (em elétrons/m³);
- *f* é a frequência do sinal (em Hz).

A modelação do atraso ionosférico pode ser simplificada considerando que a *TEC* no caminho do sinal é proporcional à quantidade de elétrons livres medida verticalmente (*TEC_v*), que pode ser modelada mais facilmente. Esta simplificação permite que o atraso ionosférico no cálculo da pseudodistância medida relativamente a um satélite esteja dependente do ângulo de zénite desse satélite e de um atraso ionosférico vertical, ao recetor, comum a todos os outros satélites. Para tal, utilizam-se funções de mapeamento (Xu, 2007, pp. 51-52) (Gonçalves, 2011, pp. 16-17):

$$TEC = TEC_v \cdot map(v) \quad (2.26)$$

Apesar de existirem modelos utilizados para recetores de frequência única corrigirem este erro, como é o caso do modelo de Klobuchar (Klobuchar 1987, pp. 325-331), a mitigação alcançada está na ordem de 50% do erro total. Sendo que a ionosfera tem esta natureza dispersiva, o erro de propagação de primeira ordem pode ser corrigido na ordem dos 99,9%²³, combinando o sinal de duas frequências. Em PPP, é normalmente utilizada a combinação *ionosphere-free*²⁴ (IF) da pseudodistância e da fase da portadora (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.67):

$$\text{Combinação } \textit{ionosphere-free} \text{ da pseudodistância : } P_{IF} = \frac{f_1^2 P_1 - f_2^2 P_2}{f_1^2 - f_2^2} \quad (2.27)$$

$$\text{Combinação } \textit{ionosphere-free} \text{ da fase da portadora : } \Phi_{IF} = \frac{f_1^2 \Phi_1 - f_2^2 \Phi_2}{f_1^2 - f_2^2} \quad (2.28)$$

2.2.5. Erro de Multitrajeto (δP_{mult} , $\delta \Phi_{\text{mult}}$)

O erro de multitrajeto ocorre quando a antena do recetor recebe o mesmo sinal repetidamente, devido a ter sido refletido previamente. Este erro está essencialmente relacionado com a proximidade da antena de superfícies refletoras, sendo especialmente importante quando os sinais chegam a partir de satélites com ângulos de elevação reduzidos. Os sinais refletidos, por percorrerem trajetos mais longos que o sinal direto, têm um atraso de chegada e são também normalmente mais fracos, mas interferem com o sinal não refletido.

O erro depende da frequência do sinal e afeta tanto a medição da pseudodistância como a fase da portadora. Segundo Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares (2013, p.77), no caso da pseudodistância, o erro pode chegar a um valor 1,5 vezes superior ao do comprimento do bit do sinal, o que para o sinal GPS C1, poderia chegar aos 450 m. Contudo, os valores típicos estão na ordem dos 2 a 3 m, sendo raríssimo ultrapassar os 15 m. Para a fase da portadora, teoricamente, o valor máximo é um quarto do comprimento de onda, o que para as frequências GPS L1 e L2 significaria cerca de 5 cm. Os valores normais, no entanto, são inferiores a 1 cm.

²³ Os restantes 0,1% correspondem ao erro de propagação de ordem mais elevada que não é corrigido pela combinação *ionosphere-free*. Esse pode alcançar valores centimétricos em períodos de elevada *TEC*.

²⁴ As combinações de dados utilizadas são detalhadas no anexo B.

Algumas opções para reduzir o efeito de multitrajeto são (Xu, 2007, pp. 78-79) (Shen, 2002, pp. 23-24):

- colocar a antena num local plano pouco afetado por superfícies refletoras;
- utilizar uma antena de boa qualidade com propriedades de rejeição ao multitrajeto²⁵;
- utilizar de um recetor que possa, internamente, efetuar uma filtragem digital do efeito de perturbação do sinal causado pelo multitrajeto;
- não observar satélites com baixos ângulos de elevação cujos sinais estão mais suscetíveis a sofrerem este efeito;
- no caso de posicionamento utilizando as pseudodistâncias, existem duas hipóteses. A primeira é calcular a média dos resultados calculados ao longo de um período de tempo, a fim de reduzir a contribuição dos erros de multitrajeto na solução final. A outra é utilizar as medições da fase (cujo efeito multitrajeto é muito inferior) para suavizar as medições da pseudodistância (este método reduz o efeito em alguns centímetros).

2.2.6. Variação do Centro de Fase da Antena (δa)

O centro de fase é definido como a orientação da fonte da radiação observada por uma antena. As observações GNSS são relativas ao centro de fase da antena do satélite, no instante da transmissão, e do recetor, no instante da recepção. A sua localização pode não ser o centro geométrico da antena e, no caso da recepção, o centro de fase varia, um vez que depende da direção de entrada do sinal (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 129). Assim sendo, torna-se necessário distinguir duas situações: o centro de fase do sinal transmitido pelo satélite e o centro de fase do sinal recebido pela antena do recetor.

²⁵ Os sinais de GPS e GLONASS propagam-se em ondas com polarização circular à direita (*Right Circular Polarization* - RCP), logo, as antenas convencionais são concebidas como antenas RCP (ver secção 2.2.8). Esta propriedade ajuda a rejeitar os sinais refletidos, porque estes alteram a sua polarização (Xu, 2007, p. 78). As antenas do tipo *choke-ring* também anulam o efeito de multitrajeto (Trimble, s.d.).

2.2.6.1. Correção do Centro de Fase da Antena do Satélite

A correção a esta variação é utilizada, como já foi referido, em PPP, para utilizadores que usam produtos precisos do IGS, como é o caso deste estudo²⁶. Isto deve-se ao facto de existir uma diferença entre o centro de massa do satélite e o centro de fase da sua antena. Enquanto que os modelos utilizados pelo IGS para determinar as efemérides e coordenadas precisas dos satélites se referem ao seu centro de massa, as observações GNSS referem-se ao seu centro de fase. Para se corrigir este erro nas observações, o utilizador tem que conhecer a posição do centro de fase da antena do satélite e monitorizar a sua orientação, no espaço, ao longo do tempo. Por forma a descrever o centro de fase da antena, deve ser determinado um sistema de coordenadas do satélite (ver figura 2.4) (Héroux & Kouba, 2001, p. 16).

Atualmente, o IGS fornece modelos do desvio e da variação do centro de fase da antena dos satélites e recetores GNSS no servidor <ftp://igscb.jpl.nasa.gov/pub/station/general/>, em formato ANTEX. Estes serão utilizados para calcular o vetor de deslocamento geocêntrico que é posteriormente adicionado ao vetor da posição geocêntrica do satélite no algoritmo definido por Xu (2007, pp. 84-85).

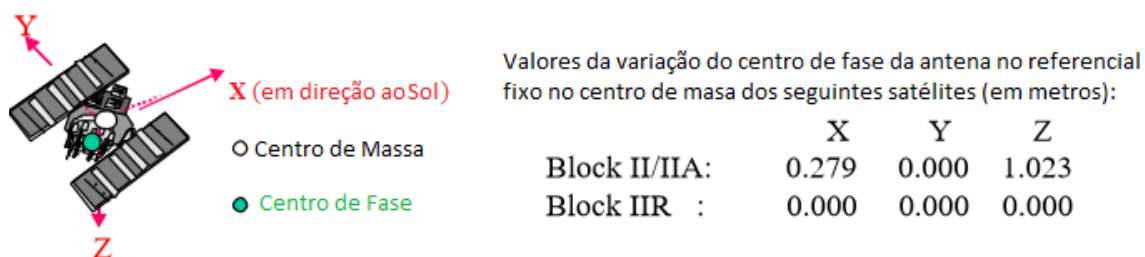


Fig. 2.4 - Centro de Fase das Antenas Convencionados pelo IGS para os Modelos GPS Block II/IIA e Block IIR, num Referencial Fixado no Satélite²⁷

2.2.6.2. Correção do Centro de Fase da Antena do Recetor

O centro de fase da antena não é uma marca física à qual o utilizador se possa referir. Para além disto, está dependente da frequência, elevação e azimute do sinal

²⁶ Os produtos precisos utilizados no PPP são detalhados no subcapítulo 3.4.

²⁷ Adaptado de (Héroux & Kouba, 2001, p. 17). Neste caso, os satélites Block IIR não possuem variação do centro de fase da antena.

recebido, portanto é utilizado uma referência ligada à base da antena - o Ponto de Referência da Antena (ARP – *Antenna Reference Point*). Os fabricantes, tendo isto em conta, fornecem a informação da posição do centro de fase relativamente ao ARP (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 130). Complementarmente, o IGS fornece dados do desvio e da variação do centro de fase das antenas dos recetores GNSS no seu servidor *web* (<https://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/station/general/>), em formato ANTEX, para os diversos modelos de antenas GNSS. O vetor de correção é aplicado ao vetor de posição da antena do recetor após ter sido convertido em coordenadas geocêntricas.



Fig. 2.5 - Dimensões da Antena GPS do NRP *Auriga* (Modelo IGS TRM22020.00+GP)²⁸

2.2.7. Erros Instrumentais (bP, bΦ)

Os erros instrumentais têm origem no *hardware* dos satélites ou dos recetores e são causados pelos componentes eletrónicos (antenas, cabos, etc.), em processos como o a criação da portadora e as modulações dos sinais (levados a cabo, neste caso, pelo oscilador) (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.106). A combinação do processamento de sinal de todos os componentes juntos pode gerar vários erros. No recetor, quando é gerada a réplica do sinal, pode ocorrer um fenómeno semelhante.

Para os utilizadores com recetores de frequência única (no GPS: L1P ou L2P), os satélites transmitem, na mensagem de navegação, correções ao atraso dadas pelo erro interfrequências - o *Timing Group Delay* ou *Total Group Delay* (TGD)²⁹. Este é

²⁸ Posição do ARP, a partir da qual são feitas as correções usando o modelo de antena correspondente nos ficheiros ANTEX fornecidos pelo IGS. Informação retirada do servidor do IGS.

²⁹ Este valor é necessário para recetores de frequência única pelo facto de que a estimativa do erro do relógio SV transmitida na mensagem de navegação ser baseada em correcções ionosféricas combinando

utilizado para corrigir o efeito dos erros instrumentais nas frequência (única) em que o utilizador opera da seguinte forma (para as frequências L1 e L2 do GPS) (Global Positioning Systems Directorate, 2013, pp. 97-98):

$$\delta t_{L1P}^s = \delta t^s - TGD \quad (2.29)$$

$$\delta t_{L2P}^s = \delta t^s - \left(\frac{f_{L1}}{f_{L2}} \right)^2 TGD \quad (2.30)$$

Existem outros tipos de correções inter-sinais, das quais faz parte o TGD , como por exemplo o $ISC_{L1C/A}$ ou o ISC_{L2C} , que podem ser consultados em (Global Positioning Systems Directorate, 2013, pp. 171-172).

Ao serem combinadas observações da pseudodistância e da fase (como acontece no caso do PPP e é explicado no capítulo 3), os erros instrumentais tornam-se uma grande preocupação. A parte do erro que não consegue ser eliminada tem a tendência a associar-se a outros parâmetros, podendo alterar os valores estimados. A forma como estes erros afetam o processo de estimativa, tendo em conta a observável e o terminal (satélite ou recetor) do qual dependem foi analisada por Banville *et al.* (2008, p. 2):

- Erros do Satélite na Pseudodistância: são, na sua maioria, eliminados a partir das observações da pseudodistância usando as correções aos relógios do satélite (a partir da mensagem de navegação ou de produtos precisos do IGS), juntamente com as correções de atraso apropriadas (TGD/ISC);
- Erros do Satélite na Fase da Portadora: são diferentes para cada satélite, em cada frequência da portadora e tendem a associar-se aos parâmetros de ambiguidade de fase³⁰. Isto não é um problema quando não se pretende fixar a ambiguidade, por exemplo, quando se utiliza a combinação IF, porque as ambiguidades de fase deixam de ser números inteiros, trazendo um problema acrescido à sua resolução;

sinais de duas frequências. Portanto, para o caso de combinação de dados *ionosphere-free* (ver anexo B), TGD é nulo, por definição.

³⁰ A ambiguidade de fase será aprofundada no capítulo 3.

- Erro do Recetor na Pseudodistância: normalmente, fica associado ao parâmetro de relógio do recetor, podendo também afetar as estimativas de outros parâmetros, como as coordenadas do recetor;
- Erro do Recetor na Fase da Portadora: geralmente, assume-se que é o mesmo para todos os satélites, contudo, depende da frequência. A tendência é ficar associado a outros parâmetros como o relógio do recetor, ambiguidade de fase e também na estimativa das coordenadas.

2.2.8. Efeito de *Wind-up* na Fase da Portadora (δ_{wnd})

O efeito de *wind-up* afeta apenas as observações da fase da portadora e não as da pseudodistância, devido à natureza eletromagnética da polarização circular das ondas dos sinais GNSS. À semelhança do efeito da variação do centro de fase da antena, este efeito é considerado apenas em PPP.

Os sinais de GPS e GLONASS propagam-se em ondas com polarização circular à direita (*Right Circular Polarization* - RCP), portanto a fase da portadora observada depende da orientação relativa das antenas do satélite e do recetor e da direção em linha de vista (Ferrão, 2013, p. 44). Uma rotação relativa da antena do recetor ou do satélite em torno do seu eixo vai alterar a fase da portadora até ao valor de um ciclo (um comprimento de onda), o que corresponde a uma rotação completa da antena. Por exemplo, à medida que um satélite se move ao longo do seu percurso orbital, tem de executar uma rotação para manter os seus painéis solares a apontar na direção do sol, a fim de obter o máximo de energia. Ao mesmo tempo mantém a sua antena a apontar em direção ao centro da Terra. Esta rotação provoca uma variação de fase que o recetor confunde como sendo uma variação de distância. Este efeito é chamado de "*wind-up* da fase" e sofre um aumento quando se dá o eclipse dos satélites (quando uma linha reta faz o percurso Sol-centro da Terra-satélite ou Sol-satélite-centro da Terra) (Kim, Langley & Serrano, 2006, p.58).

Foi demonstrado por Wu *et al.* (1993) que antenas com diferentes orientações espaciais medem diferentes fases relativas no mesmo tempo de transmissão. Em aplicações cinemáticas de PPP, existe um efeito *wind-up* adicional devido ao movimento do recetor, contudo, a sua magnitude é a mesma para todos os satélites.

Isto significa que o *wind-up* causado pelo movimento do recetor pode ser desprezado, visto que é completamente absorvido pela estimativa da correção do relógio do mesmo. No entanto, este efeito é bastante significativo quando se corrigem os erros do relógio dos satélites IGS, visto que pode ser equivalente até metade do comprimento de onda do sinal transmitido, podendo resultar um erro de ordem decimétrica. Desta forma, desde aproximadamente 1994, que a maioria dos Centros de Análise IGS aplicam esta correção à fase (Héroux & Kouba, 2001, pp. 16-17). De acordo com Wu *et al.* (1993), este efeito pode ser corrigido usando as equações seguintes:

$$\delta_{wnd} = \text{sign}(\xi) \cos^{-1} \left(\frac{\vec{D}' \cdot \vec{D}}{|\vec{D}'| |\vec{D}|} \right)$$

$$\xi = \vec{k} (\vec{D}' \times \vec{D}) \quad (2.31)$$

$$\vec{D} = \vec{x} - \vec{k}(\vec{k} \cdot \vec{x}) - \vec{k} \cdot \vec{y}$$

$$\vec{D}' = \vec{x}' - \vec{k}(\vec{k} \cdot \vec{x}') - \vec{k} \cdot \vec{y}'$$

Onde:

- \vec{k} é o vetor unitário SV-RX;
- \vec{D}' e \vec{D} são, respetivamente, os vetores eletromagnéticos dos dipolos do satélite e do satélite e do recetor;
- \vec{x} e \vec{y} são vetores do sistema de coordenadas do corpo do satélite ($\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}$), como foi abordado para a variação do centro de fase da antena (secção 2.2.6.);
- \vec{x}' e \vec{y}' são vetores do sistema de coordenadas NEU do recetor: norte, este, “cima” ($\vec{x}', \vec{y}', \vec{z}'$).

2.2.9. Efeitos da Deformação Terrestre

A constituição da Terra tem propriedades elásticas, sendo constantemente deformada pela força de atração gravitacional da Lua e do Sol. Este fenómeno é conhecido como maré terrestre e depende não só das alterações desta força, mas também da estrutura física e do movimento da Terra (Xu, 2007, p. 67).

Deste modo, as coordenadas do recetor, mesmo sendo este estático e estando em terreno sólido, são afetadas pelos movimentos das marés terrestres, o que deve ser considerado quando se pretende um posicionamento de alta precisão. É importante salientar que estes efeitos não afetam os sinais GNSS em si, daí não estarem contemplados nas equações que definem as observáveis, mas se não forem considerados, as coordenadas do recetor oscilam em relação a um valor médio. (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 134).

Esta secção discrimina as principais razões de deformação da crosta terrestre que influenciam a alteração das coordenadas do recetor: as marés sólidas, a deformação rotacional devido à movimentação polar e a carga oceânica.

2.2.9.1. Marés Sólidas

A componente terrestre sólida é flexível o suficiente para responder às mesmas forças gravitacionais que geram as marés do oceano. Os deslocamentos verticais e horizontais periódicos do local causados pelas marés são representados por harmónicas esféricas de grau e ordem $n \times m$ caracterizados pelo número de Love (h_{nm}) e o número de Shida (l_{nm}). Os valores eficazes destes números têm uma fraca dependência da latitude e frequência de maré da estação recetora e têm de ser tidos em consideração quando é desejada uma precisão milimétrica na determinação da sua posição. No entanto, para uma precisão de 5 mm, apenas são necessárias as marés de segundo grau, acrescentando-lhes um termo de correção da altura. O vetor de deslocamento do recetor, devido ao efeito das marés de segundo grau é dado por (International Earth Rotation and Reference Systems Service, 2010, pp. 81-82, 103-108):

$$\Delta \vec{r} = \sum_{j=2}^3 \frac{GM_j R_e^4}{GM_e R_j^3} \left\{ h_2 \vec{r} \left[\frac{3}{2} (\vec{R}_j \cdot \vec{r})^2 - \frac{1}{2} \right] + 3l_2 (\vec{R}_j \cdot \vec{r}) [R_j - (\vec{R}_j \cdot \vec{r})r] \right\} \quad (2.32)$$

$$+ [-0,025 \sin \varphi \cos \varphi \sin(\theta_g + \lambda)r]$$

Onde:

- R_e é o raio equatorial terrestre;
- GM_e e GM_j são os parâmetros gravitacionais da Terra (e), da Lua ($j = 2$) e do Sol ($j = 3$), respetivamente;
- r e R_j são as distâncias geocêntricas do recetor, da Lua e do Sol, representando os valores de magnitude dos vetores unitários correspondentes \vec{r} e \vec{R}_j ;
- h_2 é o número de Love de segundo grau = 0,6078;
- l_2 é o número de Shida de segundo grau = 0,0847;
- φ e λ são a latitude e longitude (positiva, em graus este);
- θ_g é o Tempo Médio Sideral de *Greenwich*.

A correção da maré terrestre (2.32) pode chegar a cerca de 30 cm na direção radial e 5 cm na direção horizontal, consistindo num deslocamento permanente dependente da latitude e numa parte periódica com períodos de variação de amplitude predominantemente semidiurnos e diurnos. Assim sendo, em modo estático, para um período de cerca de 24 horas, a parte periódica da correção pode ser desprezada porque pode ser feita uma média da mesma. Contudo, a parte da correção relativa ao deslocamento permanente deve ser adicionada ao cálculo deste efeito, por forma a chegar à posição na “média da maré”. A componente radial desta correção, para obter os valores “médios” da maré chegam a -12 cm nos polos e cerca de 6 cm no equador. Mesmo quando a média é calculada durante longos períodos de tempo, negligenciar a correção (2.32) em PPP, resultaria em erros sistemáticos da posição de 12,5 e 5 cm nas direções radiais e norte, respetivamente (*International Earth Rotation and Reference Systems Service*, 2010, p. 108) (Héroux & Kouba, 2001, pp. 17-18).

2.2.9.2. Deformação Rotacional devido ao Movimento Polar

O movimento polar é provocado pela variação na posição do eixo de rotação da Terra. Esta variação provoca deformações na posição radial e horizontal dos pontos na superfície da Terra, sendo suficiente para afetar a posição geodésica de um único ponto.

O achatamento da Terra, combinado com a obliquidade da eclíptica, resulta numa alteração lenta da posição do equador sobre a eclíptica, devido ao efeito gravitacional diferencial entre a Lua e o Sol. O movimento circular lento, com um período de 26 000 anos é chamado de precessão e o outro movimento mais rápido com períodos de 14 dias a 18,6 anos é chamado nutação. A nutação inclui o período de oscilação de Chandler da Terra, cerca de 14 meses, com 9 m de variação (Vanicek & Krakiwsky, 1986, pp. 59-61).

Estes movimentos vão criar a maré polar, cujo efeito se traduz num deslocamento (em milímetros), numa latitude φ e longitude λ , dado pelas seguintes relações (*International Earth Rotation and Reference Systems Service*, 2010, pp. 115-116):

$$\text{Componente radial: } S_r = -33 \sin(2\varphi) (m_1 \cos(\lambda) + m_2 \sin(\lambda))$$

$$\text{Componente meridiana: } S_\varphi = -9 \cos(2\varphi) (m_1 \cos(\lambda) + m_2 \sin(\lambda)) \quad (2.33)$$

$$\text{Componente paralela: } S_\lambda = 9 \cos(\varphi) (m_1 \sin(\lambda) - m_2 \cos(\lambda))$$

Onde m_1 e m_2 são os desvios, dependentes do tempo, entre a rotação do polo nesse instante e a sua posição média (em arcseg) e são dados por:

$$\begin{aligned} m_1 &= x_p - \overline{x_p} \\ m_2 &= -(y_p - \overline{y_p}) \end{aligned} \quad (2.34)$$

Onde $\overline{x_p}$ e $\overline{y_p}$ representam a posição do polo convencionada pelo IERS e x_p e y_p representam a posição instantânea do polo (ambas em arcseg).

Estes valores, para o dia em que foi feita a observação, podem ser consultados no *website* do IERS (<https://datacenter.iers.org/eop/-/somos/5Rgv/latest/7>) e ser

aplicados nas relações representadas em (2.33), corrigindo este erro, cujos valores típicos se encontram na ordem dos 25mm na componente radial e nos 7 mm na componente horizontal.

2.2.9.3. Carga Oceânica

O movimento e consequente redistribuição da massa de água do oceano causada pelas marés oceânicas provoca uma carga periódica no fundo do mar. O deslocamento da superfície da Terra devido à carga provocada pela maré oceânica é designado por carga oceânica. O seu princípio é semelhante ao das marés sólidas, na medida em que é regulada por períodos diurnos e semidiurnos, contudo é quase uma ordem de magnitude inferior em relação às marés sólidas. Adicionalmente, é um efeito mais localizado, não tem uma parte permanente e pode chegar até 10 cm em algumas regiões costeiras (*International Earth Rotation and Reference Systems Service*, 2010, pp. 108-109).

O cálculo dos deslocamentos causados pela carga oceânica depende do modelo de maré utilizado. Para além disso, tem uma forte dependência da maré junto a costa, pelo que um modelo que discrimine a zona costeira, para além do modelo global da maré do oceano, permite melhorar as estimativas.

A perturbação provocada por este efeito num determinado local, devido a uma determinada componente harmónica, é calculada através da integração da altura da maré com uma função de ponderação³¹, para todas as massas do oceano. Geralmente apenas 11 harmónicas de maré são tidas em consideração (figura 2.6): as harmónicas semidiurnas M_2 , S_2 , K_2 e N_2 , as harmónicas diurnas O_1 , K_1 , P_1 e Q_1 , e as harmónicas de longo período M_f , M_m , e M_{sa} . O deslocamento devido à carga oceânica (Δc), para uma determinada posição (c) e hora (t), é calculado como o somatório das 11 harmónicas significativas (amplitude e fase) acrescido da correção ao efeito modulador provocado pelo nodo lunar (18,6 anos) e é dado por (*International Earth Rotation and Reference Systems Service*, 2010, pp. 109-110):

³¹ Baseada nas funções de Green (Farrell, 1972, pp. 778-781).

$$\Delta c = \sum_{k=1}^{11} f_k A_{ck} \cos(\omega_k t + \chi_k + u_k - \phi_k) \quad (2.35)$$

Onde:

- A_{ck} e ϕ_{ck} representam, respetivamente a amplitude e fase que descrevem a carga provocada no local c pela harmónica k ;
- χ_k e ω_k representam, respetivamente, o argumento astronómico³² e a velocidade angular da harmónica k ;
- f_k e u_k são dependentes da longitude do nodo lunar.

Para mais informação de como calcular os valores de χ_k e ω_k , consultar (Doodson & Warburg, 1941) e para f_k e u_k , consultar (Scherneck, 1999).

Existe um serviço gratuito que calcula os parâmetros de carga oceânica (amplitudes e fases) para as 11 harmónicas significativas segundo as preferências e posição do utilizador e está disponível em <http://holt.oso.chalmers.se/loading/#select> (consultado em janeiro de 2016), com a opção de escolher entre 24 modelos de maré oceânica globais diferentes.

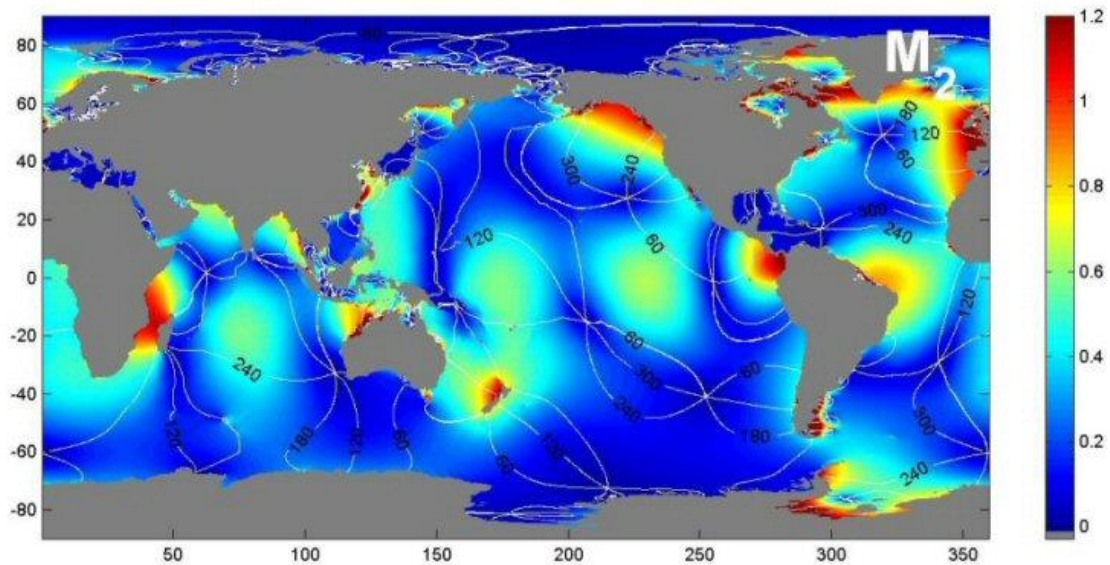


Fig. 2.6 – Exemplo de Mapa de Maré Oceânica do Modelo TPXO para a Harmónica M_2 ³³

³² Agente artificial atribuído a cada uma das harmónicas sob a forma de uma estrela fictícia que viaja em torno do equador com uma velocidade angular igual à da respetiva harmónica (Foreman, 1996, p. 23).

³³ As cores representam a amplitude e as linhas representam a fase da maré intervalada a cada 60 graus. Fonte: <http://volkov.oce.orst.edu/tides/global.html> (obtido em agosto de 2016).

Capítulo 3 . *Precise Point Positioning*: Conceito e Aplicação

O termo *Precise Point Positioning* (PPP), foi utilizado pela primeira vez numa conferência por Héroux e Kouba (1995), ao proporem a utilização de relógios e órbitas de satélites precisas. Esta metodologia de posicionamento, como qualquer outra, compreende três componentes: as observações, os modelos de correção e o processo de ajustamento. A sua implementação é muito semelhante ao *Standard Point Positioning* (SPP), no que diz respeito ao modelo de observação. Contudo, permite um nível de exatidão significativamente melhorado através exploração de todas as observações e dos melhores métodos para correção das observações, o que inclui a utilização de produtos GNSS precisos (distribuídos globalmente ou regionalmente) que, atualmente, incluem as efemérides e as correções dos relógios dos satélites com exatidão centimétrica. As principais vantagens do PPP são a simplicidade para o utilizador e uma precisão de posicionamento global com elevada precisão, ao nível dos melhores sistemas de posicionamento relativo.

Este capítulo tem por finalidade apresentar o conceito do PPP e descrever a sua forma de implementação.

3.1. Passado do PPP

O objetivo do PPP é a obtenção da solução PVT de elevada qualidade, com um único recetor GNSS, sem recurso a estações de referência. A disponibilização de dados GNSS precisos do IGS e de várias outras organizações permitiu desenvolver o conceito de PPP, disponível para qualquer utilizador.

Em duas décadas, muitos avanços foram feitos no desenvolvimento do PPP. Como foi referido, em 1995, Pierre Héroux e Jan Kouba introduziram este tema. Foram desenvolvidos outros trabalhos neste âmbito, baseados apenas nas observações da pseudodistância GPS (Lachapelle *et al.*, 1994; Elenriksen *et al.*, 1996; Gao, McLellan & Aboulasem, 1997), contudo estes modelos não resolviam o problema da refração do sinal na ionosfera, o que se traduzia em alguns metros de erro no cálculo da posição. Este nível de precisão não poderia, contudo, refletir o potencial de alta precisão do

PPP. Deste modo, Kouba e Héroux (2001) descreveram uma abordagem pós-processamento usando produtos publicados pelo IGS (órbitas precisas e correções dos relógios dos satélites). O seu modelo consiste na aplicação das observações de dupla frequência da pseudodistância e da fase da portadora a partir de um único recetor GPS para calcular as coordenadas desta estação, estimar o atraso provocado pela componente húmida da troposfera e calcular o erro do relógio do recetor. Foram ainda acrescentados termos adicionais para ter em conta o desvio da antena do satélite, o efeito *wind-up* da fase da portadora e os efeitos de deformação terrestre.

Os trabalhos e as investigações pioneiras centraram-se em aplicações estáticas do PPP, nas quais as coordenadas da estação são constantes. O passo seguinte na evolução deste método de posicionamento foi a sua aplicação a estações em movimento (modo cinemático), onde as coordenadas da estação variam a cada instante e se passou a ter em atenção a redução do tempo de convergência da solução e a possibilidade de resolução da ambiguidade de fase.

Colombo, Evans e Sutter (2004) aplicaram o PPP para posicionar veículos terrestres em movimento com um valor eficaz de precisão de 10 cm (RMS). O tempo de convergência em modo cinemático era lento (30 a 40 minutos), mas foi possível melhorar o desempenho após utilizarem correções aos relógios dos satélites com maior taxa de amostragem.

Chen *et al.* (2004) utilizaram o PPP para monitorizar o nível da água do mar utilizando uma bóia incorporada com um recetor GPS. Para tal, implementaram um método sequencial de mínimos quadrados que separava as variáveis que pouco se alteravam com o tempo das que se alteravam com mais frequência. A precisão média quadrática deste método, comparada com os resultados obtidos por posicionamento relativo estava na ordem dos 20cm.

Abdel-salam (2005) investigou a resolução da ambiguidade de fase e a correção dos erros no PPP, tendo desenvolvido uma nova abordagem para estimar o atraso absoluto de propagação na ionosfera com base na combinação de observações da pseudodistância e da fase da portadora, obtendo resultados em modo cinemático, em terra, mar e no ar, com erros de 20 a 30 cm.

Anquela *et al.* (2012) utilizaram dados GNSS de estações fixas permanentes, duas trajetórias de avião, uma trajetória de carro e uma trajetória pedonal para ensaiar o desempenho PPP. Foram usados os produtos finais do IGS em pós-processamento e as observações foram processadas usando quatro *softwares* diferentes disponíveis *online*³⁴. Os resultados permitiram concluir que é possível obter uma precisão inferior a 10 cm para as medições planimétricas e a 20 cm para as medições altimétricas, usando o PPP em modo cinemático em todos os testes propostos.

Marreiros (2012) aplicou o PPP no posicionamento de um navio em movimento por forma a medir o nível do mar e comparar os resultados com os dados de satélites altimétricos. Os resultados por comparação com uma trajetória calculada em posicionamento relativo indicam uma exatidão ao nível do decímetro e um tempo de convergência na ordem dos 300 segundos.

Ferrão (2013) abordou a combinação de observações GPS e GLONASS, utilizando metodologias SPP e PPP, comparando-as. O resultado das observações GPS e GLONASS combinadas, pelo método PPP, mostrou ser mais preciso (erro médio quadrático inferior a 8 cm e a 0,002 m/s no que diz respeito à velocidade).

Os resultados obtidos por estes autores apresentaram uma precisão de posicionamento centimétrica, contribuindo para que a atenção dada a esta temática, por parte da comunidade GNSS, seja crescente, pois demonstra que um único receptor pode atingir uma precisão comparável a um GNSS diferencial (DGNSS).

3.2. Conceito de PPP

O modelo básico do PPP é semelhante ao utilizado pelos recetores GNSS tradicionais do utilizador comum, sucintamente descrito no capítulo anterior. A diferença centra-se na substituição dos dados relativos à órbita (efemérides) e ao relógio dos satélites utilizados, que são fornecidos por serviços como o IGS. Para além

³⁴ - Canadian Spatial Reference System Online Global GPS Processing Service (CSRS-PPP - <http://www.nrcan.gc.ca/earth-sciences/geomatics/geodetic-reference-systems/tools-applications/10925#ppp>);

- GPS Analysis and Position Software (GAPS - <http://gaps.gge.unb.ca/submitadvanced.php#>);

- Automatic Precise Positioning Service (APPS - <http://apps.gdgps.net/>);

- Magic Global Navigation Satellite System (MagicGNSS - <http://magicgnss.gmv.com/ppp/>).

disso, distingue-se por utilizar todas as observações disponíveis, nomeadamente, a pseudodistância e a fase da portadora, de dupla frequência. As observações são processadas de forma a minimizar todas as possíveis fontes de erro, tendo em consideração os erros instrumentais dos recetores e dos satélites, os efeitos da relatividade, de propagação do sinal e os efeitos relacionados com a deformação terrestre³⁵.

A metodologia PPP tem duas fases principais. Inicialmente, uma rede global providencia dados de controlo a um centro global de análise de dados onde são processados, criando produtos de elevada precisão que são, de seguida, utilizados para processar os dados recolhidos pelo utilizador.

As observáveis básicas utilizadas no PPP são os dados brutos da pseudodistância e a fase da portadora. No “modelo tradicional do PPP”, semelhante ao definido por Héroux e Kouba (2001), são utilizadas da seguinte forma: Inicialmente, as observáveis são combinadas por forma a criar uma observação em que seja anulado o efeito ionosférico. Seguidamente aplicam-se os modelos de correção para eliminar e diminuir o efeito indesejável das fontes de erro. Para o cálculo da solução PVT, é aplicado um filtro sequencial parametrizado em função do estado cinemático do recetor.

O modelo tradicional do PPP, baseado no que foi desenvolvido por Héroux e Kouba (2001) caracteriza-se por:

- Combinação de observações de dupla frequência da pseudodistância e da fase da portadora para criar uma observação *ionosphere-free* (IF);
- Implementação de um filtro sequencial para o procedimento de ajuste;
- Determinação do atraso troposférico zenital húmido como uma incógnita adicional;
- Utilização de modelos para estimar o valor das restantes fontes de erro.

³⁵ Correspondem às fontes de erro descritas nas secções 2.2.7. (erros instrumentais dos recetores e dos satélites), 2.2.2. (relatividade), 2.2.6. e 2.2.8. (propagação do sinal) e 2.2.9. (deformação terrestre).

O vetor das incógnitas é então formado por:

- Posição do recetor (três variáveis por estação): x_r, y_r, z_r
- Erro do relógio do recetor (uma variável por estação): δt
- Atraso troposférico zenital húmido (uma variável por estação): $\delta_{wet,z}$
- Ambiguidades da fase da portadora (uma variável por satélite): N_{IF}

Após serem utilizadas as efemérides e correções de relógio precisas na correção dos relógios dos satélites, e serem corrigidas todas as fontes de erro que afetam as equações das observáveis (1.6) e (1.7), as equações ficam com a seguinte forma (Héroux & Kouba, 2001, pp. 14-15):

$$P_{IF} = \rho_r^s(x, y, z) + c \cdot \delta t_r + m_{wet} \cdot \delta_{wet,z} + \varepsilon_P =$$

$$= \sqrt{(x_r - x^s)^2 + (y_r - y^s)^2 + (z_r - z^s)^2} + c \cdot \delta t_r + m_{wet} \cdot \delta_{wet,z} + \varepsilon_P \quad (3.1)$$

$$\Phi_{IF} = \rho_r^s(x, y, z) + c \cdot \delta t_r + m_{wet} \cdot \delta_{wet,z} + \lambda_{IF} \cdot N_{IF} + \varepsilon_\Phi =$$

$$= \sqrt{(x_r - x^s)^2 + (y_r - y^s)^2 + (z_r - z^s)^2} + c \cdot \delta t_r + m_{wet} \cdot \delta_{wet,z} + \lambda_{IF} \cdot N_{IF} + \varepsilon_\Phi \quad (3.2)$$

Onde, para além dos parâmetros já mencionados:

- P_{IF} e Φ_{IF} representam as combinações IF da pseudodistância e da fase da portadora, respetivamente;

- ρ_r^s é a distância geométrica SV-RX entre os centros de fase das antenas;

- x^s, y^s e z^s representam as coordenadas do satélite;

- m_{wet} representa a função de mapeamento da troposfera;

- λ_{IF} representa o comprimento de onda da combinação IF da fase da portadora, para que o valor de ambiguidade de fase esteja em unidades métricas;

- ε_P e ε_Φ representam os erros associados ao ruído nas observações relevantes que não são modeláveis;

À semelhança do caso explicitado na secção 2.1.1., estas equações resultam num sistema não-linear de difícil solução. Utilizando o mesmo método previamente explicado, é efetuada a linearização das equações, através da expansão em séries de Taylor de primeira ordem, em torno de uma posição nominal (x_0, y_0, z_0) , obtendo um

modelo de observação linear, semelhante ao sistema (2.4) expresso pelas matrizes $\mathbf{Z} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon}$:

- $\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} P_{IF,obs} - P_{IF}(x_0, y_0, z_0) \\ \Phi_{IF,obs} - \Phi_{IF}(x_0, y_0, z_0) \end{bmatrix}$ vetor ($2s \times 1$) que contém a diferença entre os valores observados e os estimados;
- $\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \frac{x_{r,0}-x^s}{\rho_0^1} & \frac{y_{r,0}-y^s}{\rho_0^1} & \frac{z_{r,0}-z^s}{\rho_0^1} & 1 & m_{wet} & 0 \\ \frac{x_{r,0}-x^s}{\rho_0^s} & \frac{y_{r,0}-y^s}{\rho_0^s} & \frac{z_{r,0}-z^s}{\rho_0^s} & 1 & m_{wet} & 1 \end{pmatrix}$ matriz ($2s \times 6$) que contém o modelo de observação;
- $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \\ c\delta t_r \\ \delta_{wet,z} \\ \lambda_{IF} N_{IF} \end{bmatrix}$ vetor de estado (6×1) que contém as incógnitas – parâmetros a determinar;
- $\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \varepsilon_P \\ \varepsilon_\Phi \end{bmatrix}$ vetor (2×1) dos erros nas observações.

3.3. Determinação da Solução de Navegação

À semelhança do posicionamento baseado apenas na pseudodistância, descrito na secção 2.1.1, o sistema no sistema $\mathbf{Z} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon}$, não tem uma solução possível. Assim, é necessário recorrer também a um filtro sequencial para o resolver. Ao aplicar um filtro deste tipo em PPP, é necessário fazer uma adaptação à matriz de covariância dos parâmetros, para refletir esta variação temporal.

Neste subcapítulo, irá ser explicada a abordagem PPP dos filtros já descritos em 2.1.1. (WMS e EKF), sendo que são os que fornecem melhores resultados em posicionamento preciso, se forem devidamente parametrizados num adequado modelo estocástico que tenha em consideração a natureza dos erros e a dinâmica do sistema (Gebre-Egziabher, 2007, p. 26).

3.3.1. Processo de Ajustamento

O processo de ajustamento consiste na aplicação de um filtro sequencial que se adapta às características dinâmicas da antena do recetor. Este filtro considera as variações do estado das incógnitas entre instantes de observação através de processos

estocásticos adequados, atualizando as suas variâncias. Este processo dinâmico vai relacionar o vetor de estado entre dois instantes de observação seguidos e é dado por (Héroux & Kouba, 2001, pp. 15-16):

$$\overline{\mathbf{x}}_k = \mathbf{x}_{k-1} + \boldsymbol{\varepsilon}_{\Delta t} \quad (3.3)$$

Onde $\boldsymbol{\varepsilon}_{\Delta t}$ representa o vetor do erro gerado pelo ruído do processo.

Para propagar a informação da covariância dos instantes $k - 1$ para k , durante o intervalo de tempo Δt , a matriz de covariância ($\mathbf{C}_{x,k-1}$) do vetor de estado das incógnitas (\mathbf{x}_{k-1}) tem de ser atualizada para incluir o ruído do processo de ajustamento (representado pela matriz de covariância $\mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon}_{\Delta t}$):

$$\mathbf{C}_{x,k} = \mathbf{C}_{x,k-1} + \mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon}_{\Delta t} \quad (3.4)$$

Onde:

$$\mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon}_{\Delta t} = \begin{bmatrix} \sigma_{\Delta t}^2(dx) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\Delta t}^2(dy) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\Delta t}^2(dz) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{\Delta t}^2(\delta t_r) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\Delta t}^2(\delta_{wet,z}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\Delta t}^2(N_{IF}) \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Os modelos estocásticos para as incógnitas são (Héroux & Kouba, 2001, p. 15) (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 154):

- Para as coordenadas do recetor (x_r, y_r, z_r): este pode estar estático (as coordenadas são tratadas como constantes) ou em movimento (recetor cinemático) dependendo da sua dinâmica, que pode variar em algumas dezenas de metros por segundo, no caso de um veículo em terra, por exemplo. Se o recetor for estático, $\sigma_{\Delta t}^2(dx) = \sigma_{\Delta t}^2(dy) = \sigma_{\Delta t}^2(dz) = 0$. Se for cinemático, as suas coordenadas podem ser tratadas como ruído branco (caso tenha uma velocidade elevada) ou como passeio aleatório, em que a incerteza aumenta com o tempo (se a velocidade for mais lenta) (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 147). Se a antena estiver a bordo de um navio, por exemplo, o ruído do processo pode ser modelado como ruído branco, de média zero, com uma variância de 100 m^2 (Marreiros, 2012, p. 64);

- Para o relógio do recetor (δt_r): este irá sofrer um desvio de acordo com a qualidade do seu oscilador. No caso de um relógio de quartzo, por exemplo, a sua precisão (diferença entre o tempo medido e o tempo UTC) é de cerca de 1,3 segundos por dia e a estabilidade da sua frequência (quão bem consegue manter a frequência pretendida ao longo do tempo) é de cerca de 10^{-8} (Lombardi, 2008, pp. 57-59). Esta incógnita deve ser tratada como um processo de ruído branco, de média igual a zero, com um valor elevado (alguns milissegundos) (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 147);
- Para o atraso troposférico zenital ($\delta_{wet,z}$): A sua variação no tempo é relativamente pequena, podendo ser tratado como um processo do tipo passeio aleatório com um ruído de $1\text{cm}^2/\text{h}$, inicializado com $\sigma_0^2(\delta_{wet,z}) = 0,25\text{ m}^2$;
- Para as ambiguidades de fase (N_{IF}): são assumidas como valores constantes, enquanto não ocorrerem *cycle slips* $\sigma_{\Delta t}^2(N_{IF}) = \text{const.}$. Se estes ocorrerem, devem ser tratadas como ruído branco.

3.3.2. Weighted Least Mean Squares

Em PPP, este filtro trata os parâmetros como pseudo-observações com a respetiva matriz de variância/covariância. Assim sendo, após a linearização das equações das observações, a solução estimada para uma observação (equação (3.3)) é dada por $\overline{x_k} = x_{k-1} + \hat{x}_k$. Isto significa que o erro do modelo de observação ($\varepsilon_{\Delta t}$) é estimado através de uma variação do estimador definido pelo sistema (2.8) na subsecção 2.1.1.1., que passa a considerar ponderações *a priori* (Héroux & Kouba, 2001, p. 15):

$$\hat{x}_k = (W_{x,k-1} + A^T \cdot W_{obs} \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot W_{obs} \cdot Z \quad (3.6)$$

Onde:

- W_{obs} é a matriz de pesos das observações. Como regra geral, considera-se uma precisão de 1 metro nas observações da pseudodistância e 1 centímetro nas da fase. Para além disto, o peso de cada um dos satélites deve também ser ponderado;

- $W_{x,k-1}$ é a matriz dos pesos a priori, dada pela matriz inversa da covariância das incógnitas: $W_{x,k-1} = C_{x,k-1}^{-1}$.

A matriz da covariância estimada vai ser:

$$C_{x,k} = W_{x,k}^{-1} = (W_{x,k-1} + A^T \cdot W_{obs} \cdot A)^{-1} \quad (3.7)$$

Logo, para a solução no instante k , os parâmetros são calculados por $\bar{x}_k = x_{k-1} + \hat{x}_k$, como já se tinha referido, onde:

$$\hat{x}_k = (C_{x,k-1} + A^T \cdot W_{obs} \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot W_{obs} \cdot Z \quad (3.7)$$

3.3.3. Extended Kalman Filter

O princípio de funcionamento do EKF já foi descrito na subsecção 2.1.1.2. e a sua aplicação no ajustamento de parâmetros, em PPP, é implementada da seguinte forma (Tolman, 2008, pp. 1867-1868):

- Considera-se que as incógnitas do vetor de estado ($x = [dx \ dy \ dz \ \delta t_r \ \delta_{wet,z} \ N_{IF}]^T$) têm uma covariância inicial P_0 ;
- O modelo de transição de estado é $x_{k+1} = x_k$, o que significa que a matriz que o representa $F_k = I$ (I é a matriz de identidade), cujo erro w_k tem covariância $Q_k = C\varepsilon_{\Delta t}$ (equação (3.5));
- As medições para o satélite k são: $z_k = \begin{bmatrix} P_{IF,obs} \\ \Phi_{IF,obs} \end{bmatrix}$;
- A matriz do modelo das medições H_k passa a ser a matriz A , definida em 3.2.1., para a observação IF combinada da pseudodistância e da fase, cujo erro v_k tem covariância R_k . R_k é diagonal, assumindo que não existe qualquer correlação entre as medições da pseudodistância e da fase da portadora, visto que as observações da fase da portadora têm uma precisão centimétrica, enquanto que as da pseudodistância tem uma precisão métrica. É recomendável aplicar uma função de ponderação para cada satélite, uma vez que a qualidade das observações depende de várias influências que afetam a exatidão da observação e estão relacionadas com a propagação de sinal e a qualidade do recetor.

3.4. Produtos GNSS Precisos

Atualmente são providenciados, gratuitamente, produtos GNSS de elevada precisão a qualquer utilizador, através da Internet. Estes produtos abrangem vários tipos de informação, desde efemérides de satélite precisas, dados de relógio do satélite, efeitos atmosféricos, entre outros. A metodologia PPP depende essencialmente da disponibilidade das efemérides e de correções aos relógios dos satélites de elevada precisão.

O IGS é uma associação voluntária de mais de 200 agências governamentais, universidades e instituições de pesquisa em mais de 100 países que trabalham em conjunto para fornecer os produtos GNSS de elevada precisão. O serviço IGS proporciona o acesso livre a estes produtos, disponíveis *online*.

O IGS faz parte dos organismos que contribuem para o Sistema de Observação Geodésica Global (*Global Geodetic Observing System - GGOS*), que inclui uma vasta rede global de estações terrestres, como estações GNSS e centros de análise de dados. Os produtos disponibilizados são consistentes com o ITRF e resultam de uma rede mundial de mais de 400 estações fixas permanentes. Os dados permitem a criação de um vasto conjunto de produtos com utilidade para diversas aplicações, como é o caso da navegação. Os produtos que o IGS disponibiliza são (*International GNSS Service, 2016*):

- Efemérides precisas de satélites GNSS;
- Correções precisas aos relógios dos satélites;
- Parâmetros de rotação da Terra;
- Coordenadas e velocidades das estações globais de seguimento;
- Dados das estações permanentes;
- Estimativas de atraso troposférico zenital;
- Mapas globais da ionosfera.

Estes produtos podem ser obtidos a partir do servidor web do IGS: <ftp://igsb.jpl.nasa.gov/igsb/>. São ficheiros *American Standard Code for Information Interchange* (ASCII)³⁶ com latências e taxas de amostragem expressas na tabela 3.1.

			Precisão	Latência	Atualizações	Intervalo de Amostragem
Efemérides (órbitas) e Relógios dos Satélites GPS	Broadcast	Órbitas	~ 100 cm	tempo real	-	diário
		Relógios dos sat.	~ 5 ns RMS			
			~ 2.5 ns σ			
	Ultra-Rapid (metade prevista)	Órbitas	~ 5 cm	tempo real	às 03, 09, 15, 21 UTC	15 min
		Relógios dos sat.	~ 3 ns RMS			
			~ 1.5 ns σ			15 min
	Ultra-Rapid (metade observada)	Órbitas	~ 3 cm	3 - 9 horas	às 03, 09, 15, 21 UTC	15 min
		Relógios dos sat.	~ 150 ps RMS			
			~ 50 ps σ			15 min
	Rapid	Órbitas	~ 2.5 cm	17 - 41 horas	diariamente às 17 UTC	15 min
Relógios dos sat.		~ 75 ps RMS				
		~ 25 ps σ	5 min			
Final	Órbitas	~ 2.5 cm	12 - 18 dias	todas as quintas-feiras	15 min	
	Relógios dos sat.	~ 75 ps RMS				
		~ 20 ps σ			30 seg	
Efemérides dos Satélites GLONASS	Final		~ 3 cm	12 - 18 dias	semanalmente	15 min

Tabela 3.1 - Tabela das Características dos Produtos IGS Relevantes na metodologia PPP³⁷

Na tabela anterior, as precisões das órbitas resultam da média dos valores eficazes em 1D (uma dimensão) ao longo dos três componentes das coordenadas geodésicas, baseadas em comparações com medições laser independentes. A precisão dos relógios (desprezando os efeitos instrumentais, que devem ser calibrados separadamente) é relativa à escala de tempo IGS, que está alinhada com o GPST em segmentos diários (*International GNSS Service*, 2016a).

³⁶ As efemérides precisas estão no formato SP3 e as correções aos relógios em formato CLK.

³⁷ Adaptado de <https://igsb.jpl.nasa.gov/components/prods.html>.

Capítulo 4 . Metodologia PPP Utilizada

Este estudo baseou-se no modelo tradicional do *Precise Point Positioning*, implementado por Héroux e Kouba (2001) definido no capítulo anterior, por forma a elaborar uma metodologia PPP para processamento de dados de um recetor em movimento, alterando certas características, de modo a obter uma melhor solução.

Para atingir uma solução em modo cinemático de precisão elevada, recorreu-se à biblioteca de classes do C++ *GPS Toolkit* (anexo A) para elaborar um *software* de posicionamento no compilador *Microsoft Visual Studio 2015*, em pós-processamento, mas numa metodologia que pode ser usada em tempo real, desde que os dados estejam disponíveis.

Neste capítulo, estão descritos os aspetos essenciais da metodologia implementada neste estudo, segundo uma ordem lógica de subcapítulos, na sequência da ordem de execução das diversas fases do programa criado no âmbito deste trabalho.

4.1. Parâmetros a Determinar

Os parâmetros a determinar pelo método tradicional de PPP, como se referiu em 3.2.1., são: a posição, o erro do relógio do recetor, a componente húmida do atraso troposférico zenital e a ambiguidade de fase. Em modo cinemático, faz sentido determinar-se o vetor da velocidade do recetor. Assim, calculou-se a mesma através das medições do efeito de Doppler definido no subcapítulo 2.2., pelo que neste modelo as incógnitas adicionais (parâmetros a determinar) são as componentes da velocidade nos três eixos de referência (v_x, v_y, v_z) e a deriva do relógio do recetor (ΔD). O vetor de estado é dado por:

$$\mathbf{x} = [dx \quad dy \quad dz \quad c\delta t_r \quad \delta_{wet,z} \quad \lambda_{IF} N_{IF} \quad v_x \quad v_y \quad v_z \quad \Delta D]^T \quad (4.1)$$

4.2. Ficheiros Utilizados

4.2.1. Ficheiros de Configuração

Devido à quantidade potencialmente elevada de parâmetros de processamento de dados em PPP, foi necessário criar uma interface com o utilizador, por forma a evitar a recompilação de código fonte cada vez que quiser alterar um parâmetro. O ficheiro de configuração é um documento em formato '.txt' facilmente editável, cuja utilização é simplificada pelo GPSTk (um exemplo de ficheiro de configuração encontra-se no anexo C).

4.2.2. Ficheiros de Observação

Os dados utilizados pelo modelo de observação criado são retirados de ficheiros de observação RINEX (*Receiver Independent Exchange*) (Gurtner & Estey, 2009). Este tipo de ficheiros é o convencionado para trabalhar com dados GNSS, visto que os fabricantes já fazem com que os seus recetores forneçam os dados neste formato. A primeira proposta para o formato RINEX foi desenvolvida pelo Instituto Astronómico da Universidade de Berna para facilitar a partilha de dados GPS a serem recolhidos na primeira campanha GPS europeia - EUREF 89. Desde então, tem vindo a sofrer diversas alterações, a última das quais, à data de elaboração da presente dissertação, a versão 3.03 (*International GNSS Service*, 2015, p. 8). O formato pode vir na forma de três tipos de ficheiros ASCII:

- Ficheiro de observação: contém várias informações, as mais importantes das quais são os dados da pseudodistância e fase da portadora para cada um dos satélites observados;
- Ficheiro de navegação: contém a mensagem de navegação enviada pelos satélites (estes ficheiros não são utilizados nesta metodologia, visto que em PPP se utilizam efemérides e dados dos relógios dos satélites precisos);
- Ficheiro de dados meteorológicos: contém informação meteorológica providenciada por sensores próprios para o efeito que podem ser colocados junto ao recetor (não foram considerados no âmbito deste trabalho porque a sua utilização é rara).

4.2.3. Outros Ficheiros Utilizados

Foram ainda utilizados, no âmbito deste estudo, outros ficheiros imprescindíveis para uma metodologia PPP e que foram já referenciados nos capítulos anteriores. Estes servem para ter em consideração vários parâmetros essenciais na obtenção de uma solução da posição e velocidade.

4.2.3.1. Correção dos Erros das Efemérides e dos Relógios dos Satélites

A implementação do PPP é uma tarefa que visa a total eliminação dos erros que influenciam a solução PVT. Começando pelos pontos de referência no espaço, os satélites, aos quais se referem as observações, é absolutamente necessário aceder a informação de melhor qualidade do que a que é radiodifundida para determinar a posição e os erros dos relógios dos satélites no instante em que é transmitido o sinal. Como foi referido em 3.4., estes dados podem ser obtidos em ficheiros ASCII que estão disponíveis para *download* no servidor do IGS mencionado em 3.4.:

- As efemérides precisas estão em formato SP3 (Hilla, 2010) com intervalos de observação de 900s, ou seja, só existem dados disponíveis a cada 15 minutos;
- Os relógios precisos estão em formato CLK (Ray & Gurtner, 2006), com intervalos de observação de 300s. Contudo, existem também os ficheiros com a extensão '.clk_30s' cujo intervalo de observação é de 30 segundos e que, no âmbito do posicionamento cinemático, produzem, logicamente, resultados muito melhores.

Em posicionamento cinemático, a taxa a que se processam dados é crucial, visto que o recetor está em constante movimento e todo o processo de ajustamento é baseado em predições que só conseguem ser bem efetuadas se a posição entre instantes sucessivos não diferir substancialmente. As efemérides precisas são disponibilizadas a cada 900 segundos, mas para um recetor cinemático, o objetivo é processar os dados consoante a taxa das observações (desde 30 segundos até 0,1 segundos ou menos ainda). Posto isto, torna-se necessário efetuar uma interpolação das efemérides precisas. Este processo não representa nenhum problema no que diz respeito às posições dos satélites, mas o mesmo não acontece com os seus relógios. É neste sentido que surgem os ficheiros CLK. Enquanto que no posicionamento estático,

se forem utilizados os ficheiros CLK de 300 segundos, decimando-os para corresponderem aos instantes dos ficheiros SP3 (de 900 em 900 segundos), os resultados obtidos são fidedignos, o mesmo não acontece com um recetor cinemático. Guo *et al.* (2010) estudaram o impacto que a taxa de amostragem dos dados do relógio do satélite tem no processamento de dados. Com produtos IGS, provaram que se forem interpolados os ficheiros CLK, com dados a cada 30 segundos, para os instantes de observação, pode ser alcançada a precisão centimétrica necessária ao PPP.

Os ficheiros SP3 e CLK utilizados neste estudo foram descarregados do servidor web do IGS: <ftp://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/product/>.

4.2.3.2. Correção do Centro de Fase das Antenas

Na secção 2.2.6. referiu-se que atualmente, o IGS fornece modelos da variação do centro de fase da antena dos satélites e de diversos modelos de antenas de recetores GNSS, em formato ANTEX (Rothacher & Schmid, 2010). A variação do centro de fase, dependente do azimute e elevação do sinal, é modelada através dos dados de calibração fornecidos pelos fabricantes.

Os ficheiros ANTEX utilizados neste estudo foram obtidos do servidor web do IGS: <https://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/station/general/>.

4.2.3.3. Parâmetros da Deformação Terrestre

Em 2.2.9.2. e 2.2.9.3. foram definidos dois efeitos da deformação terrestre que afetam o posicionamento PPP e em que são necessários dados externos para os conseguir modelar: a deformação rotacional devida ao movimento polar e a carga oceânica.

Os valores diários do movimento polar podem ser consultados no *website* do IERS (<https://datacenter.iers.org/eop/-/somos/5Rgv/latest/7>), podendo ser retirados, para cada dia de aquisição de dados GNSS.

Na modelação da carga oceânica, foram utilizados ficheiros BLQ com amplitudes e fases para as 11 harmónicas significativas, providenciados por um serviço personalizado ("*Ocean Tide Loading Provider*"), com a possibilidade de seleccionar o

modelo de maré em função da posição do utilizador, disponível em <http://holt.oso.chalmers.se/loading/#select>.

4.3. Tratamento de Dados

Considerando que as constelações e os recetores GNSS hoje em dia estão bastante avançados, cada ficheiro de observação deve ter, no mínimo, cinco tipos de observações independentes para cada instante de observação: duas para a pseudodistância (código C1 ou P1 e P2), duas para a fase da portadora (nas frequências L1 e L2) e uma para o efeito de Doppler (D1) (Figura 4.1).

5	L1	C1	L2	P2	D1		# / TYPES OF OBSERV
1.0000							INTERVAL
2007	6	16	8	27	16.0000000	GPS	TIME OF FIRST OBS

Fig. 4.1 - Extrato do Cabeçalho de um Ficheiro de Observação RINEX
(as linhas correspondem, respetivamente, aos tipos de observações que contém, ao intervalo de observação, neste caso de 1 segundo, e ao instante da primeira observação)

Na metodologia PPP implementada na presente dissertação são utilizados todos os cinco tipos de observações. Neste estudo, o processamento de dados é feito recursivamente, com aplicação de um filtro EKF, portanto os instantes de observação são interdependentes, o que faz com que o erro nas observações num determinado instante se propague para o instante seguinte. Por este motivo, antes dos dados serem processados, em cada instante, deve ser efetuada uma verificação da sua qualidade e rejeitadas as observações que não cumprem determinados requisitos, por forma a eliminar os valores de observações erradas, conforme se descreve:

1. É verificado, para cada satélite, se estão presentes as pseudodistâncias e as fases, nas frequências L1 e L2. Caso não se verifique, ignora-se o satélite;
2. É verificado, para cada satélite, se existem grandes erros nos valores esperados para as pseudodistâncias, filtrando-os num intervalo de valores definidos pelo utilizador. Tendo em conta os valores presentes na tabela 1.1, foi utilizado um intervalo considerado “confortável”, dos 15 000 km aos 25 000 km, dando cerca de 5 000 km de margem (GPS e GLONASS), por forma a garantir que um satélite com medições da pseudodistância claramente erradas, seja ignorado.

4.4.Deteção de *Cycle Slips*

Como se definiu na secção 1.4.1., quando o recetor perde, momentaneamente, o seguimento da fase, altera-se o valor inteiro de contagem dos ciclos da frequência portadora, introduzindo um erro na medição da distância SV-RX. Este acontecimento é denominado *cycle slip* (Zhang, 2007, pp. 38-39) (Wells *et al.*, 1986, p. 4.15) e pode ser causado por diversos motivos (Seeber, 2003, p. 277):

- Dependentes das observações:
 - obstruções (especialmente em modo cinemático);
 - ruído do sinal (causado pelo efeito multitrajeto e cintilação ionosférica);
 - baixa elevação dos satélites, o que enfraquece a potência do sinal;
- Dependentes do recetor:
 - sinais fracos, devido, em parte, a interferências;
 - orientação ou inclinação da antena (em modo cinemático);
 - *cycle slips* causados por deficiente processamento de sinal.

A quantidade de ciclos que decorrem durante um *cycle slip* pode ser pequena (de um ou poucos mais ciclos), mas também pode ser de milhões de ciclos, sendo que a sua deteção se torna extremamente importante em PPP, na medida em que a fase da portadora é a observável mais precisa e, conseqüentemente, a que permite obter um elevado nível de exatidão. Após a sua deteção do *cycle slip*, existem duas formas de proceder. A primeira é através da reparação dos dados ou remoção do satélite que enviou o sinal corrompido, para esse instante de observação, durante o pré-processamento. A outra maneira, e a utilizada em PPP, é a determinação de uma nova ambiguidade de fase como incógnita nas equações de navegação, que vai colmatar, na medida do possível, o erro causado pela ocorrência de um *cycle slip*.

Blewitt (1990, pp. 199-202) demonstrou que através da combinação de frequências GNSS é possível aumentar a fiabilidade de deteção de *cycle slips*. A combinação de equações de observação de diferentes frequências permite remover as parcelas referentes à geometria (distancia SV-RX), aos erros dos relógios e outros efeitos não-dispersivos e ao atraso ionosférico, por forma a ficar apenas com parcelas

unicamente dependentes da frequência nas observações. Para tal, procedeu-se à combinação linear de observações (ver anexo B), sendo que na metodologia PPP implementada neste estudo foram usadas, em simultâneo, duas abordagens para este efeito: uma baseada apenas na combinação de observações da fase portadora e outra baseada na combinação de observações da fase e da pseudodistância. O método utilizado foi o seguinte (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, pp. 67-70, 84-89):

1. Aplicou-se a combinação *Geometry-free* (ou ionosférica), utilizando as frequências L1 e L2, o que anulou a geometria das observações, tornando-as dependentes de efeitos relacionados com a frequência (efeito ionosférico, *wind-up*, etc.). O sinal resultante é bastante preciso, tendo um ruído e o efeito multitrajeto inferiores a 1cm. Esta combinação é muito boa para a deteção de *cycle slips*, mas podem existir alguns valores para os quais não são detetados;
2. Aplicou-se a combinação de Melbourne-Wübbena, a qual combina as observações da pseudodistância e da fase da portadora, o que anulou os efeitos não-dispersivos e o efeito ionosférico. Contudo o sinal é mais afetado pelo fenómeno do multitrajeto, que pode alcançar alguns metros. O cálculo desta combinação consiste na subtração entre uma combinação *wide-lane* da fase, para criar observações com um comprimento de onda maior (discriminando melhor a ambiguidade), e uma combinação *narrow-lane* da pseudodistância, tendo o efeito oposto à anterior, para reduzir o ruído da mesma. Mesmo assim, o seu desempenho tem uma qualidade inferior à combinação *Geometry-free*, tendo sido utilizada como redundância e confirmação da anterior;
3. No caso da deteção de um *cycle slip*, por uma ou ambas as combinações anteriores, é iniciada a contagem de um novo arco de fase para cada satélite. Um arco de fase corresponde a um período de tempo em que não ocorreram *cycle slips* (Blewitt, 1990, p. 199). Assim, no programa desenvolvido neste estudo, quando era detetado um *cycle slip*, adicionava-se uma unidade à contagem de arcos do satélite (número inteiro) a que pertencia a observação

de fase em que foi detetado o *cycle slip*, marcando-o. Assim, torna-se mais fácil o determinar da ambiguidade da fase da portadora.

Para auxiliar o processo de deteção de *cycle slips*, também foram utilizados os indicadores de falha de seguimento (do inglês, *Loss of Lock Indicators* – LLI) que estão presentes nos ficheiros de observação RINEX.

É importante referir que o efeito de Doppler, apesar de estar relacionado com a frequência, não sofre *cycle slips* pelo facto de o recetor estar continuamente a calcular as variações instantâneas nas frequências medidas (mesmo que estas sofram *cycle slips*).

4.5. Modelação da Geometria SV-RX

A modelação dos parâmetros da geometria GNSS facilmente computáveis (*e.g.* distância geométrica SV-RX, posição e velocidade do satélite no instante de transmissão, efeitos da relatividade, elevação e azimute do satélite, entre outros) é efetuada na fase inicial do pré-processamento, para cada instante de observação, utilizando as pseudodistâncias medidas.

Contudo, por forma a que estes cálculos sejam os mais corretos possíveis, é necessário anular-se o efeito ionosférico nas observações. Para tal, os dados das duas frequências da pseudodistância são inicialmente combinados por forma a criar uma combinação IF (ver equação (2.27)). Após este passo, os valores obtidos são novamente passados num filtro para eliminar medições que não se encontrem intervalo de valores definidos pelo utilizador. À semelhança do filtro anterior, definiu-se um intervalo entre 15 000 km e 25 000 km.

Estando reunidas as condições necessárias, alinham-se as duas observáveis. A pseudodistância (sem ambiguidade, mas com mais ruído) pode ser suavizada através do alinhamento com a fase da portadora que, apesar de ter uma ambiguidade associada, tem um ruído muito menor. Neste caso, o método utilizado emprega, para cada satélite, as duas observações de fase com a combinação IF da pseudodistância, verifica se ocorreram *cycle slips* (através da contagem de arcos de fase previamente

implementada), calcula o desvio das observações da fase relativamente à pseudodistância e, por fim, alinha as duas observáveis;

Finalmente, são feitas as modelações geométricas, sendo simultaneamente verificado, para cada satélite, se a sua elevação se encontra acima de um determinado valor, definido pelo utilizador. Caso a elevação seja inferior, o satélite é ignorado. Neste estudo foi usado o valor de mínimo de elevação igual a 10 graus, pois abaixo deste valor os satélites apresentam um elevado ruído e o erro devido efeito troposférico é mais acentuado.

Após todos os passos anteriores (subcapítulos 4.3., 4.4. e 4.5.), é verificado se o conjunto de dados do instante de observação a ser processado ainda tem o número de satélites necessários para obter uma solução PVT.

4.6. Outras Correções

Após ser verificado que existe o número mínimo de satélites necessário para obter uma solução PVT, para cada instante de observação processado:

1. São filtrados os satélites no eclipse (definido em 2.2.8.), devido ao *wind-up* ser máximo nessa zona e ao facto de ser onde a órbita do satélite sofre a maior degradação;
2. É corrigido o efeito gravitacional e outros efeitos de relatividade;
3. É corrigido o efeito da variação do centro d fase das antenas dos satélites e dos recetores, através dos ficheiros ANTEX, com base na informação de azimute e a elevação do sinal;
4. São corrigidos os três efeitos de deformação terrestre com recurso aos ficheiros previamente mencionados;
5. É calculado o efeito do *wind-up* para cada satélite;
6. É corrigido o efeito de refração provocado pela componente hidrostática da troposfera, através das funções de mapeamento de Niell.

4.7. Ponderação das Observações

Em PPP, ao ser utilizado um método recursivo para a estima da posição, todas as observações são utilizadas no processo de cálculo de forma a convergir cada vez com maior nível de exatidão. Contudo, para isto poder ser efetuado, é necessário definir um modelo estocástico para as observações, atribuindo-lhes um peso relativo proporcional à sua exatidão. A ponderação das observações em GNSS não é fácil, pois engloba todo um conjunto de fontes de erro (multitrajeto, erros instrumentais, entre outros), dependendo de fatores que não podem ser determinados com precisão (Gebre-Egziabher, 2007, p. 26).

A função de ponderação utilizada neste estudo baseia-se no algoritmo MOPS (*Minimum Operational Performance Standards*) que a RTCA (*Radio Technical Commission for Aeronautics*, 2006) implementou no apêndice J do documento DO-229D, aplicado a cada satélite, por cada instante de observação:

$$w^s = \frac{1}{\sigma_{rec}^2 + \sigma_{mult}^2 + \sigma_{URA}^2 + \sigma_{trop}^2 + \sigma_{ion}^2} \quad (4.2)$$

Onde:

- σ_{rec}^2 é o ruído instrumental estimado para o recetor;
- σ_{mult}^2 é o ruído estimado devido ao multitrajeto;
- σ_{URA}^2 é o ruído estimado devido ao indicador URA (*User Range Accuracy*), presente nas mensagens de navegação, que representa o desvio padrão do erro da distância SV-RX devido a erros dos satélites e do segmento de controlo;
- σ_{trop}^2 é o erro estimado devido ao efeito troposférico;
- σ_{ion}^2 é o erro estimado devido ao efeito ionosférico.

4.8. Valores Iniciais

O EKF, para estimar a primeira solução, necessita de valores iniciais das variáveis que pretendem ser calculadas (pelo facto de ser um filtro recursivo). Estes podem ser, em última instância, nulos. Para o caso da posição, por exemplo, o centro

da terra (0, 0, 0), em coordenadas ECEF. Contudo, quanto mais próximo da solução real da variável for o valor inicial, mais rapidamente o modelo vai convergir para os valores corretos. Neste sentido, foram calculadas estimativas iniciais para os valores da posição, erro do relógio e para a ambiguidade de fase. A velocidade inicial não foi estimada, visto que as medições de Doppler utilizadas permitem um erro de medição extremamente diminuto (na ordem do cm/s). No caso da componente húmida do atraso troposférico zenital, o valor inicial não foi estimado visto que também pouco afeta a convergência inicial da solução, devido a ter uma variação bastante reduzida ao longo do dia (cerca de $1\text{cm}^2/\text{h}$).

4.8.1. Posição e Erro do Relógio

Para se calcularem a posição e os erros do relógio do recetor iniciais, é aplicado o método dos mínimos quadrados (*Least Mean Squares*), semelhante ao referido na subsecção 2.1.1.1., mas mais simples por não haver atribuição de uma ponderação às observações. São utilizadas a combinação IF da pseudodistância e as observações da fase da portadora em bruto. A posição obtida é utilizada como posição nominal para o processo de linearização das equações de observação. Para além disso, o seu valor e o do erro do relógio do recetor são introduzidos no vetor de estados inicial e as suas variâncias na matriz de covariância inicial do EKF.

4.8.2. Ambiguidade de Fase

A diferença numérica entre as observações da pseudodistância e da fase equivale a uma aproximação da ambiguidade da fase da portadora, se todos os restantes erros forem corrigidos. Contudo, embora os erros não possam ser completamente removidos, esta diferença pode, ainda assim, providenciar uma boa estimativa do valor da ambiguidade (Shen, 2002, p. 70). No seu cálculo, é importante ter em conta o erro das medições devido à refração na ionosfera³⁸, o que pode ser facilmente colmatado através da utilização das observações em duas frequências diferentes (como é o caso desta metodologia). Assim, pode ser utilizada a combinação linear *divergence-free* (consultar anexo B), que vai anular o erro ionosférico e,

³⁸ Como o erro ionosférico tem sinais opostos nas equações das observáveis (consultar nota de rodapé 14), ao se subtraírem, este efeito duplica a sua magnitude.

simultaneamente, calcular diretamente as ambiguidades de fase para as frequências L1 e L2 (N_1 e N_2), como nos demonstram (McGraw, 2006, p. 18) (Shen, 2002, p. 70) (Laurichesse *et al.*, 2009, p. 137):

$$\lambda_1 N_1 = P_1 - \Phi_1 - 2 \cdot \delta_{ion} = \left(\frac{f_1^2 + f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \cdot P_1 - \left(\frac{2f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \cdot P_2 - \Phi_1 \quad (4.3)$$

$$\lambda_2 N_2 = P_2 - \Phi_2 - 2\gamma \cdot \delta_{ion} = \left(\frac{2f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \cdot P_1 - \left(\frac{f_1^2 + f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \cdot P_2 - \Phi_2 \quad (4.4)$$

Onde os índices 1 e 2 correspondem, respetivamente, às medições da pseudodistância (P) e fase (Φ) nas frequências L1 (f_1) e L2 (f_2) e γ é dado por $\frac{f_1^2}{f_2^2}$.

Esta combinação vai anular todos os efeitos que contribuem com a mesma magnitude para o erro de posicionamento (erros ionosférico, troposférico, do relógio do recetor, variação do centro de fase da antena, etc.) e, apesar dos erros que se mantêm (multitrajeto, *wind-up* e erros instrumentais), esta é considerada uma aproximação inicial bastante boa para a ambiguidade (com um desvio padrão de poucos metros), reduzindo significativamente a variância e erros iniciais do processo. Esta correção só é executada, contudo, para o primeiro instante de observação, pois para um grande conjunto de dados, especialmente em modo cinemático, a estimativa da ambiguidade com recurso ao EKF é bastante mais precisa. Isto deve-se ao facto da influência do ruído das observações da pseudodistância ser muito superior ao da fase da portadora e, apesar de numa fase inicial, o cálculo das ambiguidades fornecer uma solução mais correta, a longo prazo, com o acumular de informação no filtro de Kalman, a estimativa da ambiguidade permite um posicionamento mais preciso (Shen, 2002, pp. 72-73).

4.9. Modelo de Observação

Shen (2002, p. 61) diz-nos que, embora o modelo tradicional PPP apresentado no capítulo anterior seja de simples implementação, tem várias desvantagens:

1. O ruído da observação por ele produzida é três vezes superior ao ruído da observação original correspondente, devido a utilizar a combinação IF;

2. Como já se referiu anteriormente, a combinação IF só remove o atraso ionosférico de primeira ordem, não sendo possível remover os atrasos de ordem superior, provocando um erro maior;
3. A ambiguidade da combinação IF não é um número inteiro.

A convergência da posição e dos parâmetros de ambiguidade é uma função do número de incógnitas e do nível de ruído das observações. Logo, para reduzir o tempo de convergência é necessário um número inferior de incógnitas ou um nível de ruído de medição mais baixo (Gao & Shen, 2001, p. 1533).

Neste sentido, surge a combinação *Group and Phase Ionospheric Calibration* (GRAPHIC), assente no pressuposto de que, se o efeito ionosférico tem a mesma magnitude nas observáveis, mas sinal oposto, a soma dessas observáveis vai criar uma observação em que o referido erro é anulado. Esta combinação tem a particularidade de providenciar uma medição, apenas com uma frequência, cujo nível de ruído é metade do valor das observações da pseudodistância em bruto e seis vezes inferior ao da combinação *ionosphere-free* utilizada no modelo PPP tradicional (ver figura 4.2). Contudo, para aplicar a GRAPHIC, torna-se necessário ter em conta o valor da ambiguidade de fase da portadora, no entanto este vai ser sempre um valor inteiro, dado que as suas componentes (inteiras) em L1 e L2 são separadas no seu cálculo. (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 72).

O modelo de observação da metodologia PPP utilizada neste trabalho baseia-se no modelo desenvolvido por Gao e Shen (2001, pp. 1533-1534), que relaciona as observações com os parâmetros a estimar através da aplicação das combinações GRAPHIC para calcular as pseudodistâncias na portadora L1 e L2 e a combinação IF semelhante ao modelo tradicional, mas com as ambiguidades separadas:

$$\begin{aligned}
 P_{GRAPHIC,L1} &= \rho + c \cdot \delta t_r + \delta_{wet,z} + 0,5 \cdot \lambda_{L1} N_{L1} + 0 + \varepsilon \\
 P_{GRAPHIC,L2} &= \rho + c \cdot \delta t_r + \delta_{wet,z} + 0 + 0,5 \cdot \lambda_{L2} N_{L2} + \varepsilon
 \end{aligned}
 \tag{4.5}$$

$$\Phi_{IF} = \rho + c \cdot \delta t_r + \delta_{wet,z} + \frac{f_{L1}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} \lambda_{L1} N_{L1} - \frac{f_{L2}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} \lambda_{L2} N_{L2} + \varepsilon$$

Tendo em conta o modelo apresentado, o número de variáveis a determinar aumenta. Neste caso, temos as três componentes da posição (em x, y e z), o erro do relógio do recetor, a componente húmida do atraso troposférico zenital e as ambiguidades das portadoras L1 e L2. Apesar das primeiras cinco serem dependentes apenas do recetor, as ambiguidades são também dependentes do satélite que está a enviar o sinal, sendo diferentes para cada um. Assim sendo, o número de incógnitas a calcular é de cinco mais o dobro do número de satélites que estão a ser observados. Sabendo que o modelo neste trabalho (4.5) utiliza três observações por satélite, são necessários pelo menos cinco satélites para obter uma solução de posição ($5 + (5 \times 2) = 15$ incógnitas e $5 \times 3 = 15$ observações).

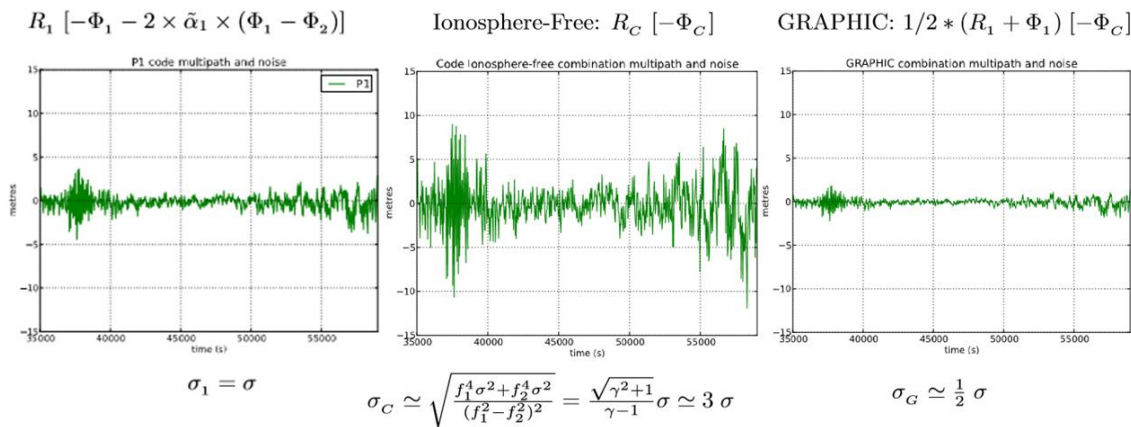


Fig. 4.2 - Comparação dos Níveis de Ruído da Pseudodistância (Observável em Bruto, Combinação IF Utilizada no Modelo Tradicional e Combinação GRAPHIC Utilizada neste Estudo)³⁹

4.10. Modelo Estocástico

Os algoritmos de processamento dos dados GNSS, como o EKF, só conseguem providenciar estimativas dos parâmetros desconhecidos extremamente precisas se tiverem um modelo de matemático e um modelo estocástico das observações que sejam apropriados e realistas. Enquanto que o modelo de matemático da observação descreve a relação numérica entre as observáveis e as incógnitas, o modelo estocástico trata das propriedades estatísticas dessas observáveis através de uma

³⁹ Fonte: (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 76).

matriz de covariância. Nesta metodologia, foi utilizado um modelo estocástico para as incógnitas baseado no sugerido por Subirana, Zornoza e Hernández-Pajares (2013, p. 154) para processamento de dados em modo cinemático:

Parâmetro	Variância Inicial	Modelo (Desvio Padrão do Modelo)
Coordenadas da posição ⁴⁰	LMS ⁴¹	Ruído branco (10 m) para um recetor com um movimento relativamente rápido
		Passeio aleatório (10 m) para um recetor com um movimento bastante lento
Erro do relógio do recetor	$9 \times 10^{10} \text{ m}^2$	Ruído branco ($3 \times 10^5 \text{ m}$) $\approx 1 \text{ ms}$
Componente húmida do atraso troposférico zenital	$0,25 \text{ m}^2$	Passeio aleatório ($1 \text{ cm}^2/\text{h}$)
Ambiguidade de fase	400 m^2	Constante enquanto não ocorrerem <i>cycle slips</i> . Quando ocorrem, modela a ambiguidade como ruído branco ($2 \times 10^7 \text{ m}$)

Tabela 4.1 - Modelos Estocásticos Utilizados na Estimativa de Parâmetros em Modo Cinemático

O erro de ambas as observáveis não é fácil de modelar, sendo dependente de fatores como a potência do sinal, o tipo de antena do recetor, entre outros, que não podem ser modelados deterministicamente, mas devem ser tidos em consideração. Posto isto, também deve ser atribuído um modelo estocástico às equações das observáveis, devido às suas diferentes características, atribuindo-lhes pesos relativos. A pseudodistância tem um nível de ruído relativamente elevado, mas não é ambígua, enquanto que a fase da portadora é bastante mais precisa, mas inclui uma parcela devido à ambiguidade de ciclo. Isto significa que não existe tanta dispersão nas suas medições como nas da pseudodistância, mas estas podem ser erradas, visto que o valor da ambiguidade necessita de ser determinado no início ou sempre que ocorre um *cycle slip*. Tendo em conta que a metodologia utilizada consegue resolver o problema causado pelos *cycle slips*, mas as observações da pseudodistância, devido à utilização da combinação GRAPHIC, sofrem a influência da ambiguidade de fase da

⁴⁰ O utilizador pode escolher, para a posição, o modelo estocástico que melhor convier ao processamento dos dados que possui.

⁴¹ A variância inicial é obtida através do resultado da aplicação do algoritmo LMS ao primeiro instante de observação.

respetiva portadora, atribuiu-se um desvio padrão de 1 metro à pseudodistância e de 1 centímetro à fase. Sendo que o peso relativo das observáveis corresponde ao inverso da sua variância, os valores atribuídos às equações de observação foram, respetivamente, 1 e 10000. A isto acresce também o facto de se ponderarem as observações utilizando o método descrito no subcapítulo 4.7.

4.11. Programa Criado

A metodologia PPP utilizada baseou-se na aplicação no conceito de processamento de dados de Blewitt (1998, pp. 231-232)⁴². Inicia-se com o processamento dos *inputs* do utilizador e declaração dos objetos:

- Leitura do ficheiro de configuração;
- Importação dos ficheiros RINEX, SP3, CLK, ANTEX e modelo oceânico;
- Cálculo da primeira posição nominal;
- Declaração dos objetos, combinações, modelos estocásticos, variáveis e equações a serem utilizadas;
- Preparação do ficheiro de *output* dos resultados.

Seguidamente dá-se início ao ciclo sequencial:

- Para o instante processado, ler os dados das observáveis de cada satélite;
- Verificar a qualidade dos dados;
- Se for o instante inicial, calcular a solução da posição e do erro do relógio através do LMS e inserir os valores e respetivas variâncias no vetor de estado inicial do EKF. Calcular as ambiguidades de fase para ambas as portadoras e inserir as soluções no vetor de estados inicial do EKF;
- Tratar os dados, calcular e modelar todos os parâmetros e efeitos possíveis (subcapítulos 4.3. a 4.7.), bem como as combinações de observações;
- Aplicar o *Extended Kalman Filter*, que calcula a solução PVT, atualizando os seus valores e variâncias;

⁴² O código desenvolvido, bem como os ficheiros utilizados e produzidos encontram-se no Anexo C, no CD anexado à dissertação.

- Calcula-se a nova posição nominal a ser utilizada na próxima vez que o ciclo correr;
- São mostrados, ao utilizador, os resultados obtidos, bem como as suas propriedades estatísticas;
- As soluções são exportadas para um ficheiro de saída ASCII, com a extensão '.out'.

Para estruturar o programa, utilizou-se a biblioteca de classes do GPSTk, que consiste num conjunto de metodologias previamente testadas e comprovadas e cuja utilização e alteração é completamente livre. A arquitetura do programa baseou-se nos exemplos 8 e 9, presentes na *Application Programming Interface* (API) do site do GPSTk (<http://www.gpsstk.org/doxygen/examples.html>), tendo sido efetuadas as alterações consideradas necessárias às suas classes, por forma a melhor se adaptarem às exigências pretendidas para o modelo.

O fluxograma com a estrutura do programa encontra-se na figura 4.3. É, contudo, importante referir que as estimativas iniciais da posição, erro do relógio e ambiguidades não são só calculadas no primeiro instante de observação. Existem intervalos de tempo em que o recetor pode não ter disponíveis os sinais de pelo menos cinco satélites, pelo que, no instante imediatamente seguinte a este acontecimento, estas estimativas voltam a ser calculadas. Deste modo, no processo de decisão na figura 4.3, onde se lê “Primeira observação?”, também se pode ler “No instante anterior existiam menos de cinco satélites disponíveis?”.

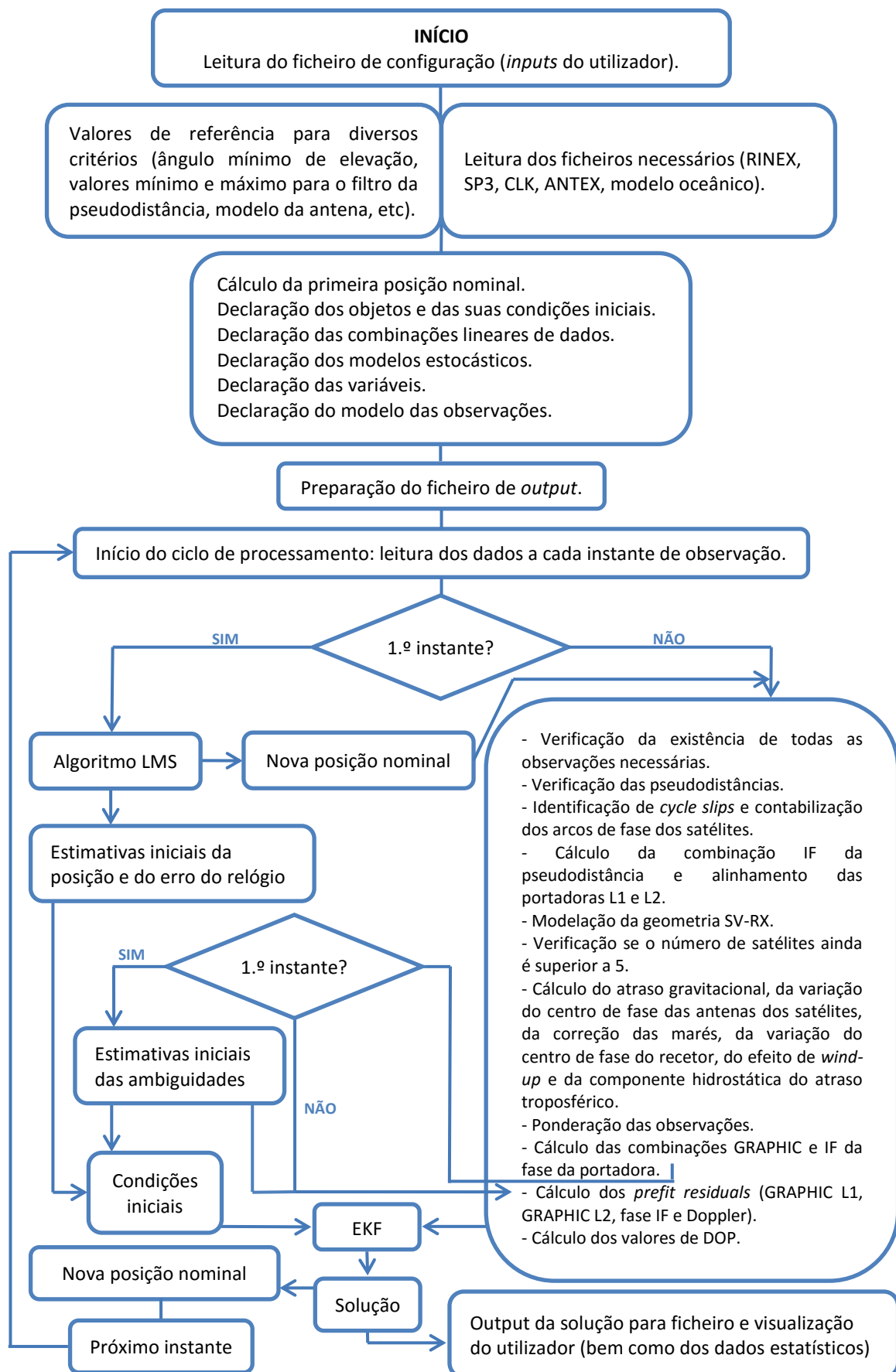


Fig. 4.3 - Fluxograma da Estrutura do Programa Criado

Capítulo 5 . Processamento de Dados e Análise de Resultados

Para efeitos de avaliação do desempenho de nova metodologia é importante aplicar o método científico de a ensaiar, avaliar os resultados, tirar conclusões, melhorar e assim consecutivamente. Neste caso, para avaliação da metodologia PPP utilizada neste trabalho, foram processados diferentes conjuntos de dados, tendo sido processados, sempre em modo cinemático, dados de um recetor estático e de um recetor em movimento. Deste modo, pôde ser testada a robustez do programa desenvolvido, sendo feita, neste capítulo, a análise dos resultados obtidos.

Neste estudo foram utilizados dados de observação estáticos da estação IGP da Rede Nacional de Estações Permanentes (ReNEP), situada no edifício da Direção-Geral do Território, e dados cinemáticos recolhidos pelo NRP *Auriga* durante uma missão em mar largo.

5.1. Dados Processados

A ReNEP é um serviço público de geo-posicionamento prestado pela Direção-Geral do Território do Governo de Portugal que, no âmbito das suas atribuições de manutenção do Referencial Geodésico Nacional, disponibiliza, aos utilizadores de equipamentos GPS, dados que facultam a determinação de coordenadas geográficas com precisão melhor que 10 cm (Direção-Geral do Território, s.d.). Na sua base de dados, estão disponíveis ficheiros RINEX de estações distribuídas pelo território nacional (<ftp://ftp.igeo.pt/>). Neste estudo, foram utilizados dados de observação recolhidos no dia 6 de fevereiro de 2016, entre as 03:00:00 GPST e as 05:59:55 GPST, relativos à estação IGP, em Lisboa, cujas coordenadas se encontram na tabela 5.1. As observações têm uma taxa de aquisição de cinco segundos, perfazendo um total de 2158 instantes de observação, durante os quais houve sempre mais de cinco satélites visíveis. Visto que o objetivo desta dissertação assenta no processamento de dados em modo cinemático, foi considerado que esta antena se encontrava em movimento e todos os instantes foram processados.

Estação IGP	Latitude	Longitude	Altitude Elipsoidal (WGS 84)
	38° 43' 33,68565'' N	9° 09' 30,67948'' W	178,862 m

Tabela 5.1 - Coordenadas Geográficas da Estação IGP

Relativamente ao recetor cinemático, utilizaram-se dados GPS recolhidos no mar durante uma missão ao largo de Portugal Continental efetuada pela lancha hidrográfica da Marinha Portuguesa, NRP *Auriga*, no dia 16 de julho de 2007. Os dados foram adquiridos e processados a cada segundo, de forma a melhor definir a atitude dinâmica do navio.

No entanto, determinar a precisão de posicionamento de um navio no mar carece de um referencial plausível. Nesse sentido, como referência para avaliação da metodologia PPP desenvolvida neste estudo, os resultados foram comparados com os mesmos dados processados em modo relativo, pelo método *Real Time Kinematic* (RTK).

O conceito de RTK refere-se ao posicionamento relativo utilizando observações da fase da portadora de, pelo menos, dois recetores GNSS. Um deles é considerado a estação de referência, com coordenadas conhecidas, e a posição dos outros recetores é determinada relativamente a essa estação. A exatidão da posição providenciada por este tipo de processamento de dados é da ordem centimétrica.

Neste estudo, foram processadas observações GPS, em bruto, medidas pelo recetor TRIMBLE de bombordo do NRP *Auriga*, entre as 08:27:17 GPST e as 12:27:17 GPST, tendo sido comparadas aos dados processados em RTK, relativamente à estação terrestre “Gaia”, num total de 14400 instantes de observação. Pode ser encontrada mais informação sobre o método de obtenção dos ficheiros de observação e o seu processamento em RTK em Marreiros (2012, pp. 92-97).

5.2. PPP Aplicado a um Recetor Estático

No processamento de dados de uma estação estática em modo cinemático, as suas coordenadas não são consideradas constantes, tendo sido estimadas como ruído branco pelo EKF, da mesma forma que as outras incógnitas. Contudo, é importante referir que a componente vertical das mesmas é mais afetada pela configuração geométrica dos satélites e pelo atraso troposférico, normalmente com uma exatidão 1,5 vezes pior do que a das coordenadas horizontais (Tolman, 2008, p. 1870). Neste sentido, a avaliação do desempenho da metodologia de processamento desenvolvida nesta dissertação é feita com base na análise dos resultados das altitudes elipsoidais (referidas ao WGS84) e na sua comparação com os valores esperados para as mesmas.

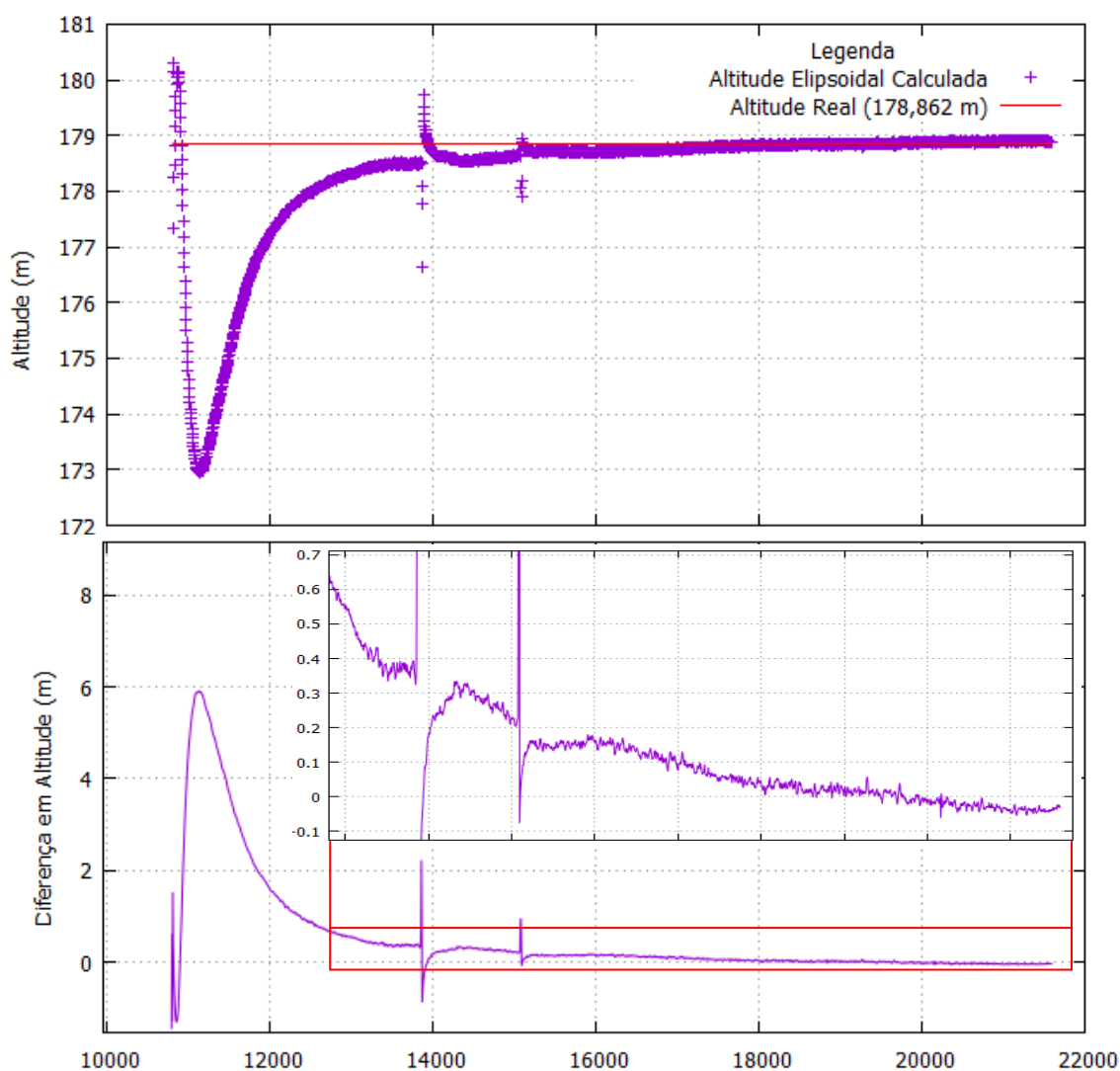


Fig. 5.1 - Resultado Final da Altitude da Estação IGP Processada em Modo Cinemático e Diferença Relativamente à Altitude Real

Os resultados obtidos demonstram que nos primeiros instantes, existe uma diferença de alguns metros na altitude, acabando por reduzir para um erro inferior a 50 cm após cerca de 2200 segundos (440 instantes de observação processados) e convergir num erro inferior a 10 cm após cerca de 6000 segundos (1200 instantes processados).

O erro médio quadrático desta solução, nas três componentes da posição (3D RMS), à semelhança da altitude, é de 50 cm após cerca de 2200 segundos desde o instante inicial e, finalmente, converge num valor de 10 cm após cerca de 6200 segundos (1240 instantes processados).

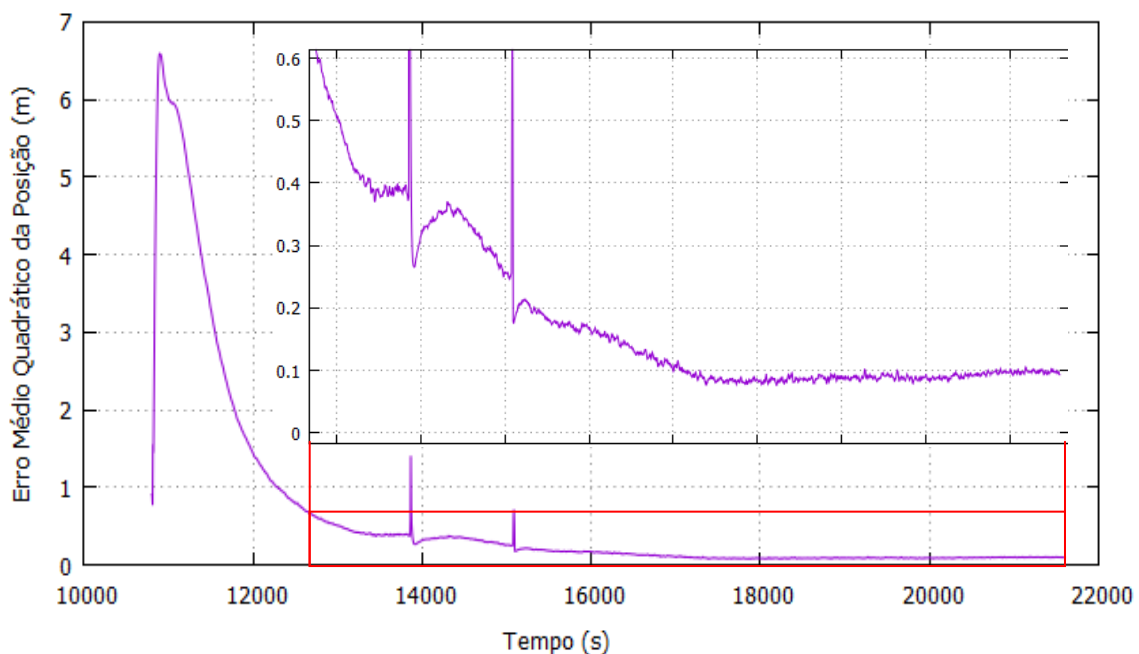


Fig. 5.2 - Erro Médio Quadrático da Posição (3D)

As discontinuidades que ocorrem antes do segundo 14000 e logo após o segundo 15000 devem-se ao aparecimento de novos satélites em linha de vista com o recetor, cujas ambiguidades têm de ser estimadas, demorando cerca de 20 instantes de observação (100 segundos) para voltarem a convergir para uma solução conjunta.

5.3. PPP Aplicado a um Recetor Cinemático

O processo de desenvolvimento de uma metodologia de processamento de dados iniciou-se com a aplicação do modelo de observação tradicional do PPP implementado por Héroux e Kouba (2001). Posteriormente foram introduzidas as alterações descritas no subcapítulo 4.9. Os resultados demonstram uma maior precisão inicial, visto que os resultados do modelo tradicional diferem alguns metros do valor obtido por RTK (assumido como o valor real, apesar de também ter um erro inerente). Por sua vez, o desvio inicial da metodologia desenvolvida é sempre inferior a 1,5 metros.

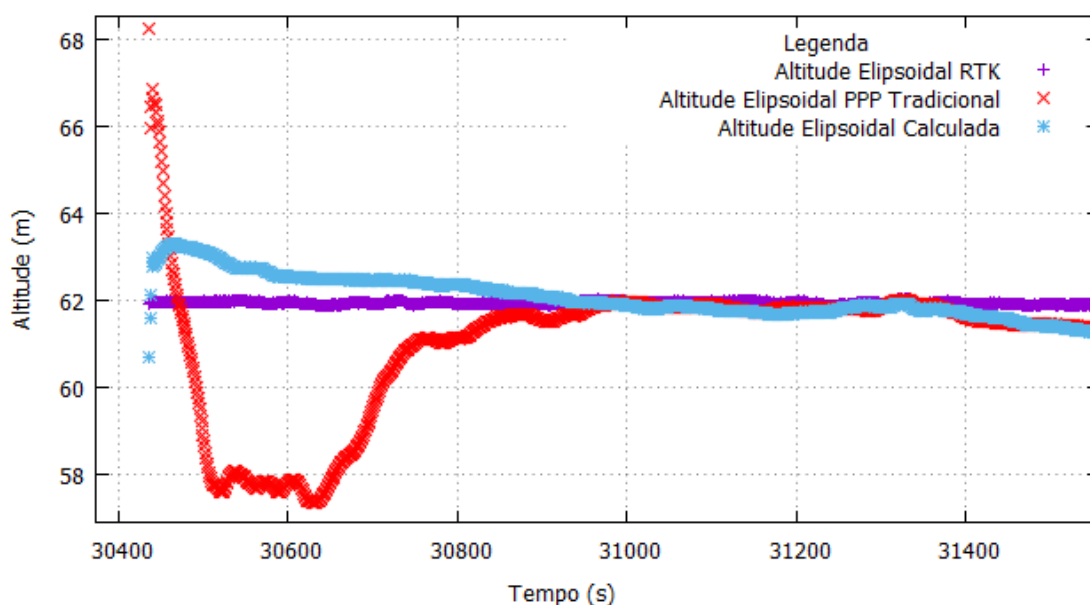


Fig. 5.3 - Modelo Tradicional PPP Comparado com Modelo de Observação Desenvolvido

Os dados processados por RTK só têm início às 08:36:00 GPST, pelo que, para as observações do ficheiro RINEX anteriores a este instante, se replicaram os primeiros valores de altitude presentes no ficheiro da solução RTK. Esta aproximação é plausível, tendo em conta que representa um intervalo de tempo inferior a 10 minutos, que o NRP *Auriga* se encontrava protegido da ondulação dentro do porto de Leixões e que os valores assumidos se encontram entre os 61,90m e 62,02m (12 cm). O mesmo não se pode realizar para as coordenadas horizontais, pelo facto destas não variarem em torno de um valor médio como é o caso da altitude, em virtude do recetor estar em movimento.

No seu desempenho global, o modelo PPP utilizado produziu resultados com uma precisão na ordem dos decímetros, após a convergência do mesmo, mantendo uma diferença máxima, relativamente ao valor real de altitude, de cerca de 1,5 metros nos intervalos de tempo iniciais e após se verificar a descontinuidade presente ao segundo 37649 (10:27:29 GPST). Após a convergência, a diferença de altitudes reduz para um valor inferior a 50 cm.

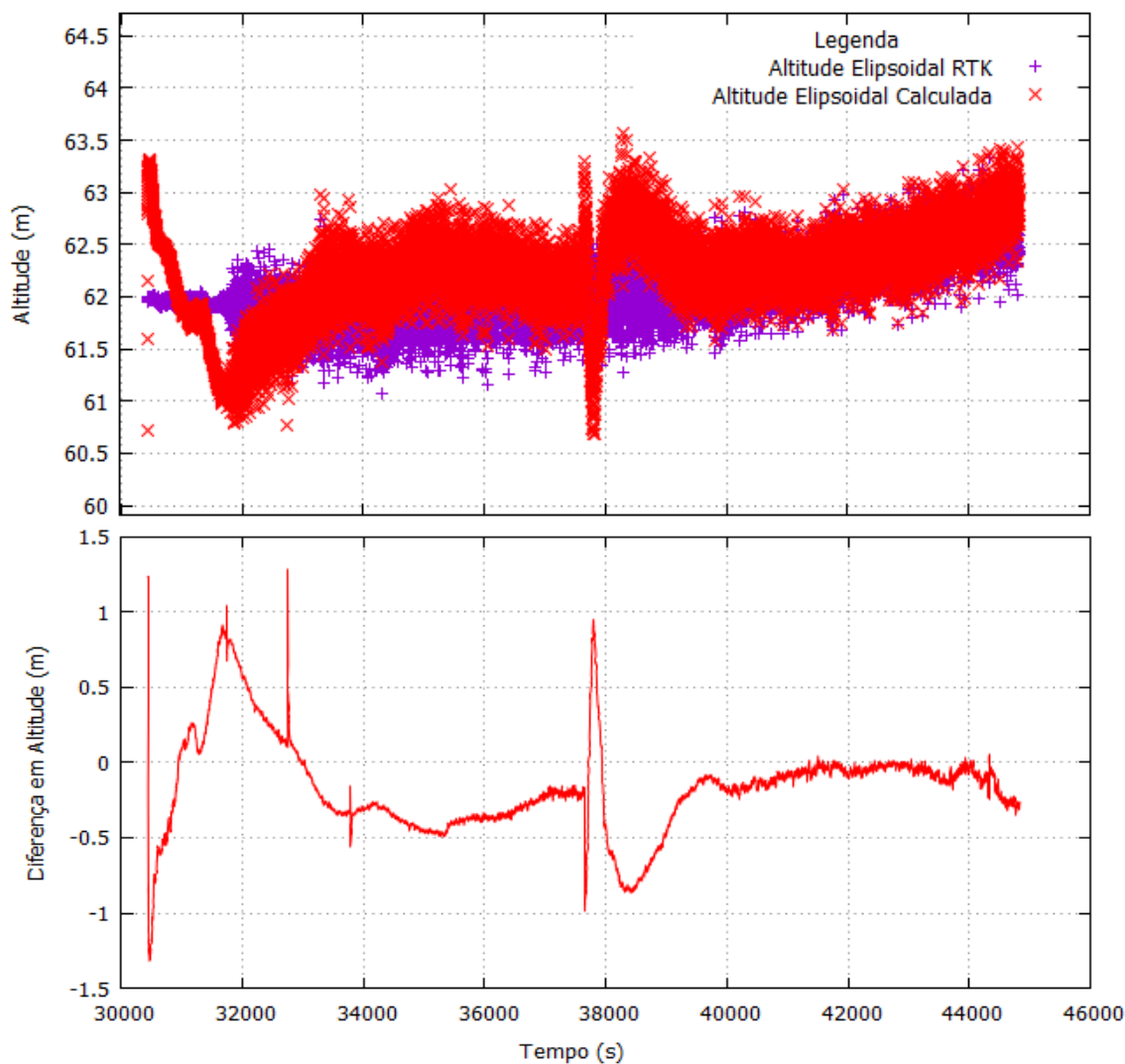
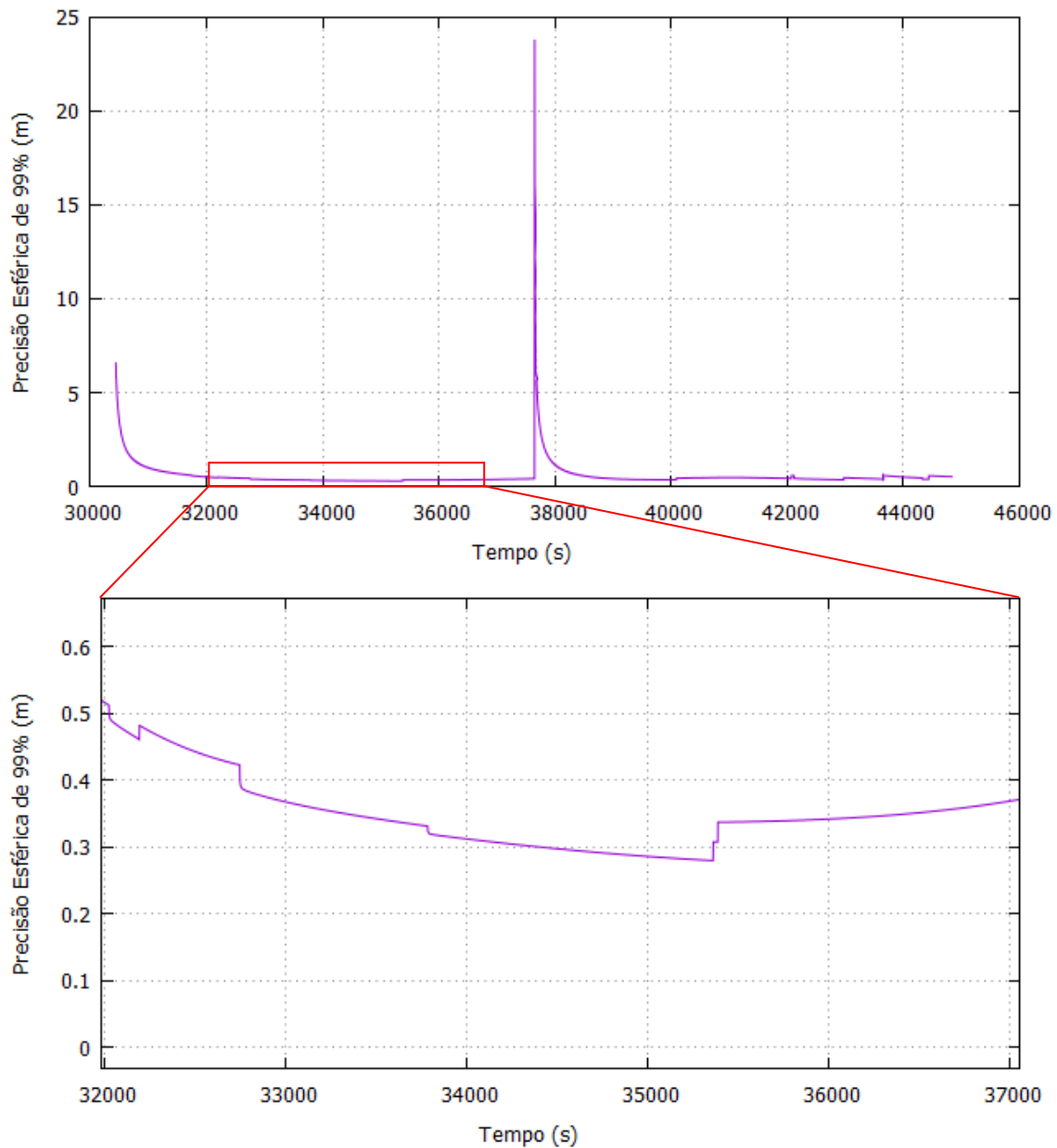


Fig. 5.4 - Desempenho do Modelo PPP Desenvolvido no Cálculo das Altitudes Elipsoidais

Por forma a obter uma ideia do valor do erro da posição nas suas três componentes, visto que nos primeiros instantes não existem valores de referência RTK, utilizaram-se os desvios padrão das soluções calculadas (em coordenadas ECEF) para se calcular o padrão de 99% de precisão esférica. Este valor obtém-se através da

fórmula $1,122 \times (\sigma_x + \sigma_y + \sigma_z)$ e corresponde ao raio da esfera centrada na posição verdadeira, contendo a estimativa da posição com uma probabilidade de 99%. Deste modo, após convergir, o modelo apresenta 99% de probabilidade de gerar uma solução com um erro situado entre os 30 e os 60 centímetros.



Os fabricantes dos recetores GNSS ajustam a estimativa do seu referencial de tempo, a fim de limitar a amplitude da deriva do relógio a um limite predefinido. Neste sentido, existem duas abordagens possíveis. Na primeira, existente em recetores mais recentes, estes podem "conduzir" o oscilador (processo conhecido como *clock*

steering), de modo a manter a deriva do relógio num valor aproximadamente nulo e sem grandes variações. Em segundo lugar, o caso mais comum, especialmente em recetores mais antigos, como é o caso do recetor GPS do NRP *Auriga*, este introduz saltos discretos na estimativa de tempo do recetor. Estes saltos ocorrem, geralmente, quando a deriva do relógio ultrapassa um milissegundo em magnitude. Em alguns casos, os saltos são maiores do que um milésimo de segundo, sendo sempre um número inteiro de milissegundos, segundo Petovello (2011, p. 23). É por esta razão que, apesar de se ter definido um modelo estocástico para o recetor com um desvio padrão equivalente a um milissegundo, ocorre a descontinuidade observada no segundo 37649.

Neste instante, devido à alteração súbita no valor do erro do relógio, o programa assume que os satélites estão instáveis e, conseqüentemente, são eliminados da estrutura de dados, o que resulta num número de satélites inferior a 5, impossibilitando a resolução do sistema de equações de navegação. Em pós-processamento, os ficheiros de observação podem ser corrigidos de forma a evitar saltos bruscos artificiais nas observações. Uma vez que o objetivo desta dissertação assenta também na viabilidade do processamento de dados em tempo real, este procedimento não foi efetuado. Por outro lado, considerou-se desnecessário avançar para a investigação de uma metodologia que permitisse corrigir este problema, uma vez que esta situação apenas ocorre para recetores antigos, como era o caso do recetor utilizado a bordo do NRP *Auriga*, que foi fabricado na década de 1990.

Conclusão

No decorrer desta investigação, foram estudados os conceitos necessários para um estudo com algum detalhe do GNSS, do seu funcionamento e da sua aplicabilidade, bem como as fontes de erro que o afetam e as formas de as poder minimizar ou até eliminar. Esta abordagem permitiu analisar e aplicar uma nova metodologia de posicionamento de importância crescente – o PPP. Desta forma, esta dissertação constitui-se, numa primeira abordagem, de estudo deste tema, providenciando também uma útil orientação a nível bibliográfico na medida em que são referenciados alguns dos autores mais preponderantes no domínio do GNSS e do PPP.

Adicionalmente, a metodologia de processamento de dados desenvolvida revelou-se um desafio, devido à natureza das especificidades e complexidade dos problemas que devem ser resolvidos para se obter uma solução PPP fiável em modo cinemático, nomeadamente a modelação eficiente de erros, a compreensão dos processos físicos que os causam e a seleção das combinações de dados que melhor se adaptam à resolução do problema de navegação, com o objetivo de obter o melhor desempenho possível.

É importante, no entanto, compreender as vantagens e desvantagens do PPP. Inicialmente, esta técnica foi utilizada apenas em pós-processamento por um servidor que recebia as observações de um recetor em movimento e que possuía informações privilegiadas sobre a posição exata e os erros dos relógios dos satélites. Entretanto, algumas organizações disponibilizaram esta informação publicamente, quase em tempo real, em *websites*, de modo a que o processamento também pudesse ser efetuado em tempo real por utilizadores comuns. A grande barreira para o sucesso desta metodologia consiste, portanto, na disponibilidade destes dados para a grande maioria dos recetores, que não têm acesso à Internet. No entanto, já é possível, para alguns recetores, receberem as correções das efemérides precisas e do erro dos relógios dos satélites de navegação através de satélites geoestacionários. Ao contrário do RTK e de outros métodos de posicionamento relativo, o PPP está operacional em qualquer parte do globo e não necessita de uma estação de referência. Uma das suas

desvantagens, no entanto, é que necessita de um maior tempo de convergência antes de começar a produzir soluções fiáveis, quando comparado com o RTK.

A metodologia desenvolvida neste estudo permite um processamento de dados GNSS em modo cinemático e em tempo real, com recurso à biblioteca de classes do GPSTk, aplicando uma versão alternativa do modelo de observação do PPP, com a possibilidade de atingir uma precisão de posicionamento de ordem decimétrica. O programa é de distribuição livre, juntamente com as classes do GPSTk alteradas, podendo ser utilizado, editado e melhorado em futuras investigações e a sua utilização pode ser aplicada como instrumento de estudo para os alunos da Escola Naval nas áreas relacionadas com a Hidrografia e Navegação.

Desta forma, os objetivos propostos para esta dissertação consideram-se atingidos, havendo, contudo, espaço para melhorias, por exemplo o processamento de dados GLONASS e de outros GNSS. No subcapítulo 1.5, referiram-se algumas exigências para se atingir a interoperabilidade entre diferentes GNSS, nomeadamente a utilização de bandas de frequência que permitam ao recetor efetuar medições de satélites de diferentes sistemas, o tipo de modulação dos sinais ser o mesmo, a utilização da mesma referência geodésica e a utilização do mesmo referencial de tempo. Atualmente, os dois primeiros pontos já não são preponderantes, na medida em que a arquitetura dos GNSS já permitem que existam diversos recetores que efetuam observações GPS e GLONASS simultaneamente. Adicionalmente, em PPP, com a utilização dos ficheiros SP3, o referencial geodésico das efemérides precisas é o mesmo para estes dois GNSS. O problema reside no referencial de tempo. Para além das observações serem normalmente referidas ao GPST, o IGS ainda não fornece as correções dos erros dos relógios dos satélites GLONASS nos ficheiros CLK, portanto a interpolação dos ficheiros SP3 para o posicionamento cinemático não é viável.

O programa desenvolvido permite o processamento de dados GPS e GLONASS, contudo, quando são utilizados os ficheiros CLK, os satélites GLONASS são automaticamente apagados da estrutura de dados por não possuírem correções aos seus relógios e, para além disto, as combinações de dados são calculadas com as

frequências dos sinais GPS. Desta forma, esta problemática constitui-se como um bom tema de investigação futura, no seguimento do trabalho desenvolvido nesta dissertação.

Outra limitação existente no programa é a determinação das variâncias iniciais das coordenadas. Devido à estrutura de código adotada, o programa não permite atribuir o valor da variância obtida pela aplicação do algoritmo LMS à variância inicial das incógnitas. Para se contornar este problema, o programa era inicializado apenas para se verificar o *output* do valor das variâncias do LMS, posteriormente era interrompido, alterava-se o código por forma a atribuir estes resultados às variáveis e, por fim, era inicializado de novo, definitivamente. É, portanto, proposto como linha de trabalho futuro a resolução deste problema, bem como a investigação de um método que permita resolver o facto de alguns recetores não efetuarem *clock steering* sem comprometer o modelo estocástico das incógnitas.

Este trabalho também pode beneficiar com a introdução de modelos mais eficientes e modernos para o cálculo do atraso troposférico, bem como de uma metodologia que permita fixar as ambiguidades, o que iria reduzir o tempo de convergência.

Como sugestão final para trabalho futuro, propõe-se o teste do programa numa situação de processamento de dados em tempo real, por forma a testar essa valência do modelo, dado que as experiências feitas no âmbito desta dissertação se centraram apenas em pós-processamento.

Bibliografia

- ABDEL-SALAM, M. (2005). *Precise Point Positioning Using Un-Differenced Code and Carrier Phase Observations*, Tese de Doutorado apresentada na Universidade de Calgary. Calgary, Alberta.
- AGUIRRE, L. A. (2007). *Introdução à Identificação de Sistemas: Técnicas Lineares e Não-Lineares Aplicadas a Sistemas Reais* (3ª ed.). Belo Horizonte: Editora UFMG.
- ANQUELA, A., BERNÉ, J., MARTÍN, A., & SANMARTIN, M. (23 de janeiro de 2012). "Kinematic GNSS-PPP Results From Various Software Packages and Raw Data Configurations". *Scientific Research and Essays*, 7(3), pp. 419-431.
- APPLIED RESEARCH LABORATORIES OF THE UNIVERSITY OF TEXAS. (s.d.). *WebHome*. Obtido em outubro de 2015, de GPSTk: <http://www.gpstk.org/bin/view/Documentation/WebHome>
- ASHBY, N. (2003). *Relativity in the Global Positioning System*. Obtido em 2 de fevereiro de 2016, de Living Reviews in Relativity: <http://www.livingreviews.org/lrr-2003-1>
- ÁVILA RODRIGUEZ, J. A. (2008). *On Generalized Signal Waveforms for Satellite Navigation*, Tese de Doutorado apresentada na Faculdade de Engenharia Aeroespacial da Universidade de Munique. Munique.
- BAHRAMI, M., & ZIEBART, M. (Maio de 2011). "Doppler-Aided Positioning". *GPS World*, pp. 47-56.
- BANVILLE, S., COCARD, M., LANGLEY, R., & SANTERRE, R. (2008). "Satellite and Receiver Phase Bias Calibration for Undifferenced Ambiguity Resolution". *Institute of Navigation National Technical Meeting 2008*.
- BEUTLER, G., MOORE, A. W., & MUELLER, I. (1 de setembro de 2008). "The International Global Navigation Satellite Systems Service (IGS): development and achievements". *Springer*, pp. pp. 297 - 307.
- BISHOP, G., & WELCH, G. (24 de julho de 2006). *An Introduction to the Kalman Filter*. Chapel Hill.
- BISNATH, S., COVE, K., SANTOS, M., & WELLS, D. (s.d.). *Improved Tropospheric Delay Estimation for Long Baseline, Carrier-Phase Differential GPS Positioning in a Coastal Environment*. New Brunswick.

- BLEWITT, G. (março de 1990). "An Automatic Editing Algorithm for GPS Data". *Geophysical Research Letter*, 17(3), pp. 199-202.
- BLEWITT, G. (1997). *Basics of the GPS Technique: Observation Equations*. Newcastle upon Tyne: University of Newcastle.
- BLEWITT, G. (1998). "GPS Data Processing Methodology: From Theory to Applications". In G. Blewitt, *GPS for Geodesy* (pp. 231-270). Berlim: Springer-Verlag.
- BOEHM, J., NIELL, A., TREGONING, P., & SCHUH, H. (4 de abril de 2006). "Global Mapping Function (GMF): A New Empirical Mapping Function Based on Numerical Weather Model Data". *Geophysical Research Letters*, 33, L07304.
- BOEHM, J., WERL, B., & SCHUH, H. (15 de fevereiro de 2006). "Troposphere Mapping Functions for GPS and Very Long Baseline Interferometry from European Centre for Medium-Range Weather Forecasts Operational Analysis Data". *Journal of Geophysical Research*, 111, B02406.
- CHEN, W., CHEN, Y., DING, X., GAO, S., HU, C., JI, S., & LI, Z. (2004). "Kinematic GPS Precise Point Positioning for Sea Level Monitoring with GPS Buoy". *Journal of Global Positioning Systems*, 302-307.
- COLOMBO, O., EVANS, A., & SUTTER, A. (setembro de 2004). "Evaluation of Precise, Kinematic GPS Point Positioning". *Proceedings of the Institute Of Navigation (ION) GNSS-2004 Meeting*.
- DACH, R., HUGENTOBLE, P., & MEINDL, M. (Janeiro de 2007). Bernese GPS Software Version 5.0. (*Manual de utilizador da versão 5.0 do software Bernese GPS*). Suíça: Astronomical Institute, University of Bern.
- DAVIS, J., ELGERED, G., HERRING, T., ROGERS, A., & SHAPIRO, I. (novembro/dezembro de 1985). "Geodesy by Radio Interferometry: Effects of Atmospheric Modeling Errors on Estimates of Baseline Length". *Radio Science*, 20(6), pp. 1593-1607.
- DIREÇÃO-GERAL DO TERRITÓRIO. (s.d.). *Dados Abertos*. Obtido em novembro de 2015, de Informação Geográfica: <http://www.igeo.pt/DadosAbertos/Listagem.aspx>
- DOODSON, A., & WARBURG, H. (1941). *Admiralty Manual of Tides*. Londres: Her Majesty's Stationery Office.
- ELENRIKSEN, J., LACHAPPELLE, G., RAQUET, J., & STEPHEN, J. (17-20 de setembro de 1996). "Analysis of Stand-Alone GPS Positioning Using Post-Mission Information". *Proceedings of the 9th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 1996)*, pp. 251 - 259.

- EUROPEAN SPACE AGENCY. (14 de novembro de 2013). *About Satellite Navigation*.
Obtido de European Space Agency:
http://www.esa.int/Our_Activities/Navigation/About_satellite_navigation2
- FARREL, W. (agosto de 1972). "Deformation of the Earth by Surface Loads". *Reviews of Geophysics and Space Physics*, 10, pp. 761-797.
- FERRÃO, P. N. (2013). *Combined GPS and GLONASS Observations*, Dissertação de Mestrado apresentada no Instituto Superior Técnico. Lisboa.
- FOREMAN, M. (1996). *Manual for Tidal Heights Analysis and Prediction*. Relatório Científico, Institute of Ocean Sciences, Sydney.
- GAGLIONE, S., & PETOVELLO, M. (março/abril de 2015). "How does a GNSS receiver estimate velocity?". *Inside GNSS*, pp. 38-41.
- GAO, Y., & SHEN, X. (11-14 de setembro de 2001). "Improving Ambiguity Convergence in Carrier Phase-Based Precise Point Positioning". *ION GPS 2001*, pp. 1532-1539.
- GAO, Y., ABDEL-SALAM, M., CHEN, K., & WOJCIECHOWSKI, A. (2005). "Point Real-Time Kinematic Positioning". *A Window on the Future of Geodesy*, 128, pp. 77-82.
- GAO, Y., MCLELLAN, J., & ABOUSALEM, M. (dezembro de 1997). "Single-point GPS Positioning Accuracy Using Precise GPS Data". *Australian Surveyor*, 42, pp. 185-192.
- GEBRE-EGZIABHER, D. (janeiro/fevereiro de 2007). "Weighting GNSS Observations and Variations of GNSS/INS Integration". *Inside GNSS*, pp. 26-33.
- GLOBAL POSITIONING SYSTEMS DIRECTORATE. (24 de setembro de 2013). *Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interface - IS-GPS-200H*. Obtido em junho de 2016, de GPS.gov: <http://www.gps.gov/technical/icwg/IS-GPS-200H.pdf>
- GMV. (2011). *GNSS Receivers General Introduction*. Obtido de European Space Agency - Navipedia:
http://www.navipedia.net/index.php/GNSS_Receivers_General_Introduction
- GONÇALVES, A. R. (2011). *Navegação e Determinação de Altitude em Aeronaves Através de Múltiplos Recetores GNSS*, Dissertação de Mestrado apresentada no Instituto Superior Técnico. Lisboa.

- GUO, F., ZHANG, X., LI, C., & CAI, S. (junho de 2010). "Impact of Sampling Rate of IGS Satellite Clock on Precise Point Positioning". *Geo-spatial Information Science*, pp. 150-156.
- GURTNER, W., & ESTEY, L. (22 de junho de 2009). *RINEX - The Receiver Independent Exchange Format (Version 3.01)*. Obtido em dezembro de 2015, de International GNSS Service: <https://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/data/format/rinex301.pdf>
- GUSEV, I., & SANAKINA, O. (2015). *Current Status of Global Terrestrial Reference Systems Implemented in GNSS*. Obtido em 21 de outubro de 2015, de United Nations Office for Outer Space Affairs: <http://www.unoosa.org/pdf/sap/2015/RussiaGNSS/Presentations/16.pdf>
- HARWIN, W. (25 de março de 2009). "Notes on the Kalman filter". *Digital Notebook 1, University of Reading*.
- HEGARTY, C. J., & CHATRE, E. (12 de dezembro de 2008). "Evolution of the Global Navigation Satellite System (GNSS)". *Proceedings of the IEEE*, 96, pp. 1902-1917.
- HEIN, G. (janeiro/fevereiro de 2006). "GNSS Interoperability: Achieving a Global System of Systems or «Does Everything Have to Be the Same?»". *Inside GNSS*, pp. 57-60.
- HÉROUX, P., & KOUBA, J. (1995). "GPS Precise Point Positioning with a Difference". *Geomatics '95*. Ottawa, Ontario.
- HÉROUX, P., & KOUBA, J. (2001). "Precise Point Positioning Using IGS Orbits and Clock Products". *GPS Solutions*, vol. 5, pp. 12-28.
- HILLA, S. (17 de agosto de 2010). *The Extended Standard Product 3 Orbit Format (SP3-c)*. Obtido em dezembro de 2015, de International GNSS Service: <ftp://igscb.jpl.nasa.gov/pub/data/format/sp3c.txt>
- HOFMANN-WELLENHOF, B., LICHTENEGGER, H., & COLLINS, J. (2001). *Global Positioning System: Theory and Practice*. Viena: Springer/Verlag.
- HOFMANN-WELLENHOF, B., LICHTENEGGER, H., & WASLE, E. (2008). *GNSS – Global Navigation Satellite Systems: GPS, GLONASS, Galileo, and more*. Morlenbach: Springer.
- INTERNATIONAL EARTH ROTATION AND REFERENCE SYSTEMS SERVICE. (2010). *IERS Conventions (2010) - Technical note 36*. Obtido em 12 de dezembro de 2015, de

- International Earth Rotation And Reference Systems Service:
<https://www.iers.org/iers/EN/Publications/TechnicalNotes/tn36.html>
- INTERNATIONAL FEDERATION OF AIR TRAFFIC CONTROLLERS' ASSOCIATIONS. (1999). *A Beginner's Guide to GNSS in Europe*. Montreal: IFATCA.
- INTERNATIONAL GNSS SERVICE. (14 de julho de 2015). *The Receiver Independent Exchange Format - Version 3.03*. Obtido em janeiro de 2016, de International GNSS Service: <ftp://igs.org/pub/data/format/rinex303.pdf>
- INTERNATIONAL GNSS SERVICE. (2016). *About*. Obtido em fevereiro de 2016, de International GNSS Service: <http://www.igs.org/about>
- INTERNATIONAL GNSS SERVICE. (2016a). *IGS Products*. Obtido em fevereiro de 2016, de International GNSS Service: <https://igscb.jpl.nasa.gov/components/prods.html>
- INTERNATIONAL HYDROGRAPHIC ORGANIZATION. (2005). *Manual de Hidrografia* (1.^a ed.). (I. Hidrográfico, Trad.) Mônaco: Bureau Hidrográfico Internacional.
- KIM, D., LANGLEY, R., & SERRANO, L. (setembro de 2006). "Phase Wind-up Analysis". *GPS World*, pp. 58-64.
- KLOBUCHAR, J. (maio de 1987). "Ionospheric Time-Delay Algorithms for Single-Frequency GPS Users". *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, AES-23, pp. 325-331.
- KLOBUCHAR, J. (abril de 1991). "Ionospheric Effects on GPS". *GPS World*, 2(4), pp. 48-51.
- LACHAPELLE, G., KLUKAS, R., ROBERTS, D., QIU, W., & MCMILLAN, C. (20-23 de setembro de 1994). "One-Meter Level Kinematic Point Positioning Using Precise Orbits and Satellite Clock Corrections". *Proceedings of the 7th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 1994)*, pp. 1435-1443.
- LAURICHESSE, D., MERCIER, F., BERTHIAS, J., BROCA, P., & CERRI, L. (setembro de 2009). "Integer Ambiguity Resolution on Undifferenced GPS Phase Measurements and Application to PPP and Satellite Precise Orbit Determination". *NAVIGATION, Journal of the Institute of Navigation*, 56(2), pp. 135-149.
- LEICK, A., RAPOPORT, L., & TATARNIKOV, D. (2015). *GPS Satellite Surveying* (4.^a ed.). Hoboken, New Jersey: Wiley.

- LEVY, L. J. (1997). *Department of Computer Science*. Obtido em fevereiro de 2016, de University of North Carolina at Chapel Hill: <http://www.cs.unc.edu/~welch/kalman/Levy1997/index.html>
- LOMBARDI, M. (fevereiro de 2008). "The Accuracy and Stability of Quartz Watches". *Horological Journal*, pp. 57-59.
- MALYS, S. (9 de novembro de 2014). *Transformations to Classical Horizontal Mapping Datums*. Obtido em 24 de outubro de 2015, de GPS.gov: <http://www.gps.gov/multimedia/presentations/2014/11/ICG/malys.pdf>
- MARREIROS, J. P. (2012). *Kinematic GNSS: Precise Point Positioning*, Tese de Doutorado apresentada na Faculdade de Ciências da Universidade do Porto. Porto, Portugal.
- MAURÍCIO, A. (2015). *Global Navigation Satellite System: Passado, Presente e Futuro*, Dissertação de Mestrado apresentada na Escola Naval. Alfeite, Portugal.
- MCGRAW, G. (julho/agosto de 2006). "How Can Dual Frequency Code and Carrier Measurements be Optimally Combined to Enhance Position Solution Accuracy?". *Inside GNSS*, pp. 17-19.
- MENDES, V. (1999). *Modeling the Neutral-atmosphere Propagation Delay in Radiometric Space Techniques*, Tese de Doutorado apresentada na Universidade de New Brunswick. Fredericton, New Brunswick, Canada.
- NIELL, A. (1996). "Global Mapping Functions for the Atmosphere Delay at Radio Wavelengths". *Journal of Geophysics Research*, 101(B2), pp. 3227-3246.
- PETOVELLO, M. (março/abril de 2011). "Does the Magnitude of the GNSS Receiver Clock Offset Matter?". *Inside GNSS*, pp. 23-25.
- RADIO TECHNICAL COMISSION FOR AERONAUTICS. (2006). *Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment*, DO-229D.
- RAY, J. G. (14 de novembro de 2006). *RINEX Extensions to Handle Clock Information*. Obtido em dezembro de 2015, de International GNSS Service: https://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/data/format/rinex_clock300.txt
- ROTHACHER, M., & SCHMID, R. (15 de setembro de 2010). *ANTEX: The Antenna Exchange Format, Version 1.4*. Obtido em janeiro de 2016, de International GNSS Service: <https://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/station/general/antex14.txt>

- SALAZAR, D. (2010). *Precise GPS-based Position, Velocity and Acceleration Determination: Algorithms and Tools*, Tese de Doutorado apresentada na Universidade Técnica da Catalunha. Barcelona.
- SALAZAR, D., SUBIRANA, J., & HERNANDEZ-PAJARES, M. (2007). *Phase-Based GNSS Data Processing (PPP) with The GPSTk*.
- SCHERNECK, H. (1999). Explanatory Supplement to the Section "Local site displacement due to ocean loading" of the IERS Conventions (1996) Chapters 6 and 7. *DGFI Report 71*, pp. 19-23.
- SEEBER, G. (2003). *Satellite Geodesy* (2.^a ed.). Berlim: Walter de Gruyter GmbH & Co.
- SHEN, X. (2002). *Improving Ambiguity Convergence in Carrier Phase-based Precise Point Positioning*, Dissertação de Mestrado apresentada na Universidade de Calgary. Calgary, Alberta.
- SUBIRANA, J. S., ZORNOZA, J. M., & HERNÁNDEZ-PAJARES, M. (2011). *Detector Based in Code and Carrier Phase Data: The Melbourne-Wübbena Combination*. Obtido em junho de 2016, de European Space Agency - Navipedia: http://www.navipedia.net/index.php/Detector_based_in_code_and_carrier_phase_data:_The_Melbourne-W%C3%BCbbena_combination
- SUBIRANA, J. S., ZORNOZA, J. M., & HERNÁNDEZ-PAJARES, M. (2013). *GNSS Data Processing - Fundamentals and Algorithms* (Vol. I). Leiden, Holanda: European Space Agency.
- TOLMAN, B. (2008). "GPS Precise Absolute Positioning via Kalman Filtering". *Proceedings of the ION GNSS 21st. International Technical Meeting of the Satellite Division, 16-19*, pp. 1864-1874. Savannah, GA.
- TOLMAN, B. W., & HARRIS, B. (setembro de 2004). "The GPS Toolkit". *Linux Journal*, pp. 72-76.
- TRIMBLE. (s.d.). *Trimble*. Obtido em 20 de fevereiro de 2016, de Trimble Choke Ring Geodetic Antenna: <http://www.trimble.com/Infrastructure/Trimble-Choke-Ring-Antenna.aspx>
- UNITED NATIONS. (2010). *Current and Planned Global and Regional Navigation Satellite Systems and Satellite-based Augmentations Systems*. Nova Iorque: United Nations.
- UNITED NATIONS. (2012). *Global Navigation Satellite Systems - Education Curriculum*. Viena.

- VANÍČEK, P., & KRAKIWSKY, E. (1986). *Geodesy: The Concepts* (2^a ed.). Amsterdão, Holanda: Elsevier Science Publishers.
- WELLS, D., BECK, N., DELIKARAOLOU, D., KLEUSBERG, A., KRAKIWSKY, E. J., LACHAPELLE, G., . . . VANÍČEK, P. (1986). *Guide to GPS Positioning*. Fredericton, N. B.: Canadian GPS Associates.
- WU, J., S., W., HAJJ, G., BERTIGER, W., & LICHTEN, S. (1997). "Effects on Antenna Orientation on GPS Carrier Phase". *Manuscripta Geodaetica*, 18, pp. 91-98.
- XU, G. (2007). *GPS: Theory, Algorithms and Applications* (2.^a ed.). Berlim: Springer.
- ZHANG, J. (2007). *Precise Velocity and Acceleration Determination Using a Standalone GPS Receiver in Real Time*. Australia: School of Mathematical and Geospatial Sciences, Royal Melbourne Institute of Technology.
- ZIEBART, M., & BAHRAMI, M. (12 de julho de 2012). *GNSS Geodetic Reference Frames: Consistency, Stability and the Related Transformation Parameters*. Obtido em 21 de outubro de 2015, de iNsight: http://www.insight-gnss.org/workshop_presentations/2%20MZ%20Reference.pdf
- ZUMBERGE, J., HEFLIN, M., JEFFERSON, D., WATKINS, M., & WEBB, F. (10 de março de 1997). "Precise Point Positioning for the Efficient and Robust Analysis of GPS Data from Large Networks". *Journal Of Geophysical Research*, 102 (B3), pp. 5005-5017.

Anexo A – O GPS Toolkit

O projeto GPS Toolkit consiste num novo conceito de processamento de dados GNSS *open source* iniciado e mantido sob a égide dos Laboratórios de Investigação Aplicada da Universidade do Texas (ARL:UT). Um dos principais objetivos do GPSTk é libertar os investigadores da necessidade de criação e implementação de algoritmos GNSS comuns, proporcionando, assim, um repositório de *software* de acesso público, bem documentado e versátil, onde diversos algoritmos podem ser encontrados e utilizados livremente.

Este anexo destina-se a explicar o que é o GPSTk, como pode ser aplicado e como pode ser configurado. A referência em que se baseou este anexo é o *website* do GPSTk: <http://www.gpstk.org/bin/view/Documentation/WebHome>.

A.1. Conceito e Aplicação

O código inicial do GPSTk foi divulgado em 2004 e apresentado no congresso ION GNSS 2004. Desde então que diversos estudiosos dos GNSS e engenheiros e software do mundo inteiro têm contribuído para uma melhoria constante das suas funcionalidades. O GPSTk fornece diversas ferramentas úteis, entre as quais::

- Manipulação de dados de observação e efemérides em formatos RINEX e SP3;
- Algoritmos matemáticos, estatísticos e algébricos;
- Modelos troposféricos e ionosféricos;
- Detecção e correção de *cycle slips*;
- Algoritmos LMS, WMS, EKF, entre outros.

Sendo um projeto *open source*, o GPSTk é distribuído sob a licença GNU Lesser General Public License (LGPL), permitindo a liberdade de desenvolver *software* utilizando as suas funcionalidades, até para fins comerciais. Em particular, a licença LGPL significa que:

- O código original pertencia aos ARL:UT, mas mais tarde foi distribuído para o público em geral;

- Qualquer nova funcionalidade adicionada à biblioteca é propriedade dos seus autores, mas esta deve ser também distribuída como LGPL;
- Qualquer *software* desenvolvido utilizando a biblioteca de classes do GPSTk é da propriedade dos seus autores.

Uma grande vantagem do GPSTk consiste na sua flexibilidade e facilidade de utilização, visto que suporta uma elevada variedade de ferramentas necessárias ao processamento de dados GNSS, sendo uma excelente opção para estudantes que pretendam criar ou testar diversas metodologias de processamento. Face ao conjunto de rotinas pré-estabelecidas e testadas, o código-fonte pode facilmente ser aplicado, reduzindo o empo despendido em programação e otimizando o tempo para o desenvolvimento da investigação.

O GPSTk utiliza a linguagem de código ISO-*standard* C++, segundo uma abordagem baseada em princípios de programação orientados para a utilização e aplicação de objetos. Isto assegura o desenvolvimento de um código-fonte organizado, versátil e de fácil criação e manutenção. O facto de ser em C++ também contribui para uma maior portabilidade dos projetos desenvolvidos.

A.2. Documentação e Fontes de Informação

Uma das características de projetos desta natureza é a documentação em que se baseia. No âmbito da utilização do GPSTk, a abordagem inicial deve passar pela leitura do manual do utilizador disponível no *website* deste projeto (<http://www.gpstk.org/bin/view/Documentation/UsersGuide>). Pese embora o seu conteúdo não seja de fácil aprendizagem, contém bastantes informações essenciais.

A partir da página inicial do GPSTk pode aceder-se a esta e a muita outra documentação e informação relevante, como por exemplo:

- Informações relativas aos requisitos necessários para descarregar o GPSTk, instalá-lo e criar rotinas;
- Publicações, apresentações e artigos de investigação que contribuíram para o avanço do GPSTk, ou onde este foi utilizado para resolver diversos problemas;

- Descrição detalhada das funcionalidades providenciadas pela biblioteca de classes do GPSTk através do API desenvolvido pelo sistema *Doxygen* (<http://www.gpstk.org/doxygen/>);
- Fornecimento de exemplos em que é utilizado o GPSTk para resolver os mais diversos problemas (estes exemplos existem tanto na página inicial, como no API, sendo que estes últimos estão mais atualizados e foi inclusivamente com base em dois deles que a metodologia PPP criada nessa tese foi desenvolvida).

A.3. Download e Instalação para Microsoft Windows

A.3.1. Download do MS Visual C++

O compilador de linguagem C++ usado nesta dissertação foi o *Microsoft Visual C++*, integrado na versão gratuita (“*community free*”) do programa *MS Visual Studio* 2015. Apesar de gratuita, contém todas as funcionalidades necessárias para funcionar com a biblioteca do GPSTk e pode ser descarregada do *website* da Microsoft: <https://www.visualstudio.com/en-us/downloads/download-visual-studio-vs>.

A.3.2. Download e instalação do GPSTk

A versão mais atualizada do GPSTK à data deste trabalho é a versão 2.9 e pode ser descarregada de <https://github.com/SGL-UT/GPSTk/>. Nesta página podem também ser consultadas as atualizações recorrentes à biblioteca. Para o processo de instalação, basta seguir as instruções dadas num dos documentos presentes no *website* (<https://github.com/SGL-UT/GPSTk/blob/master/INSTALL.md>). É então criado um diretório com todos os ficheiros *lib*, *hpp* e *exe* prontos para serem ligados ao projeto em C++.

A.3.3. Criar um Projeto C++ que Utilize os Ficheiros GPSTk Pré-compilados

Seguir os passos pela ordem apresentada (Marreiros, 2012, pp. 150-153):

1. Iniciar o compilador *MS Visual Studio*;
2. Na barra de ferramentas, seleccionar *File – New – Project*;
3. Na janela que aparece seguidamente, seleccionar a opção segundo o exemplo da figura seguinte;

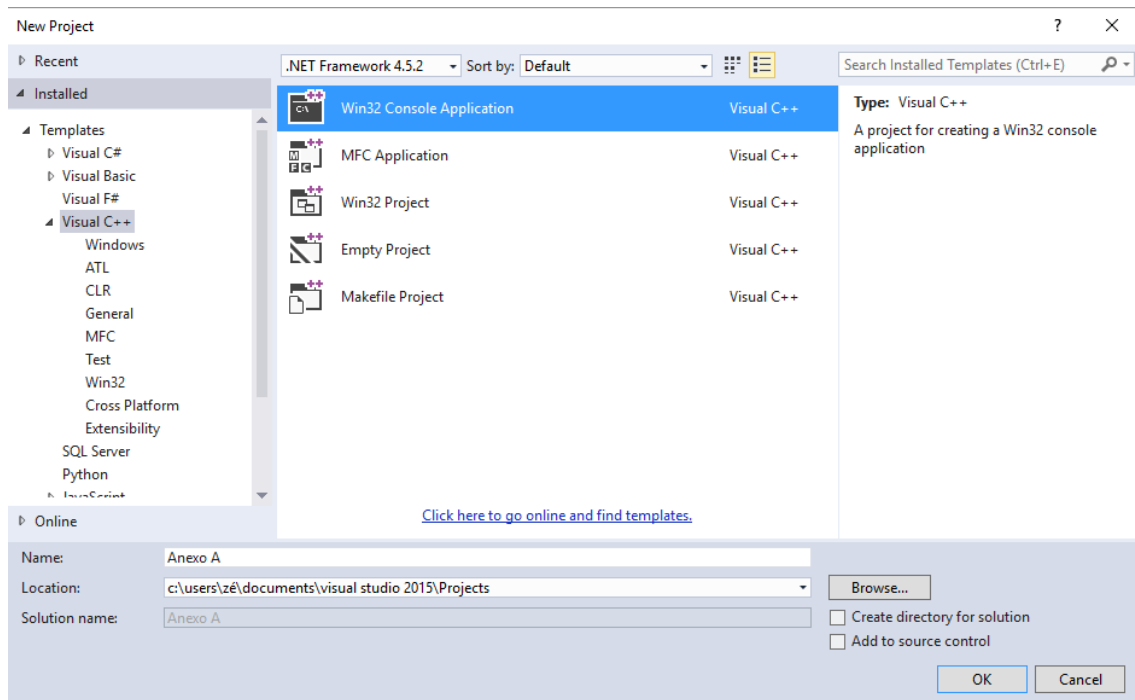


Fig. A.1 - Criação de um Projeto C++ com GPSTk #1

4. Introduzir o nome do projeto, seleccionar a localização do mesmo mas não criar um directório para a solução;
5. Na janela seguinte, premir *Finish*. Isto criará uma aplicação com o cabeçalho pré compilado.

A partir deste passo, o projeto está pronto para ser interligado com os ficheiros *lib* e *hpp*. Para tal, basta alterar as suas propriedades de acordo com os passos seguintes:

1. Seleccionar as propriedades do projeto, premindo com a tecla direita do rato sobre o nome do projeto, na janela “*Solution Explorer*” (figura A.2);
2. Alterar a configuração de “*Active*” para “*Release*”;

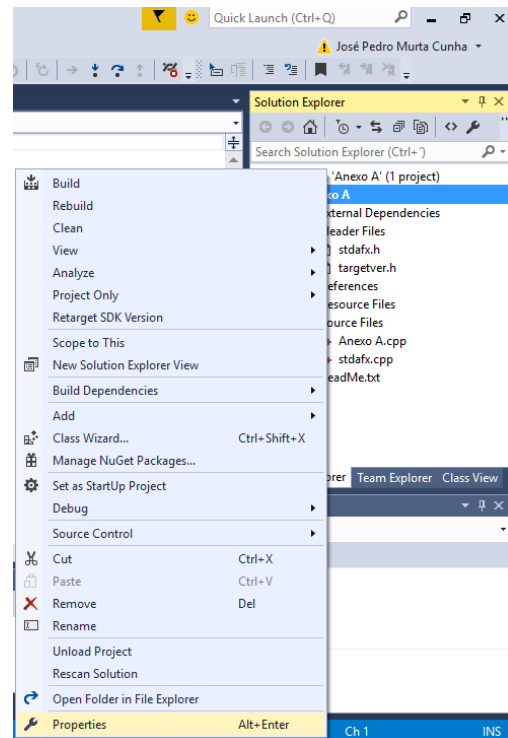


Fig. A.2 - Criação de um Projeto C++ com GPSTk #2

3. Em “*Additional Include Directories*”, incluir o diretório “*include*” do GPSTk:

“...\\GPSTK2_9\\include”;

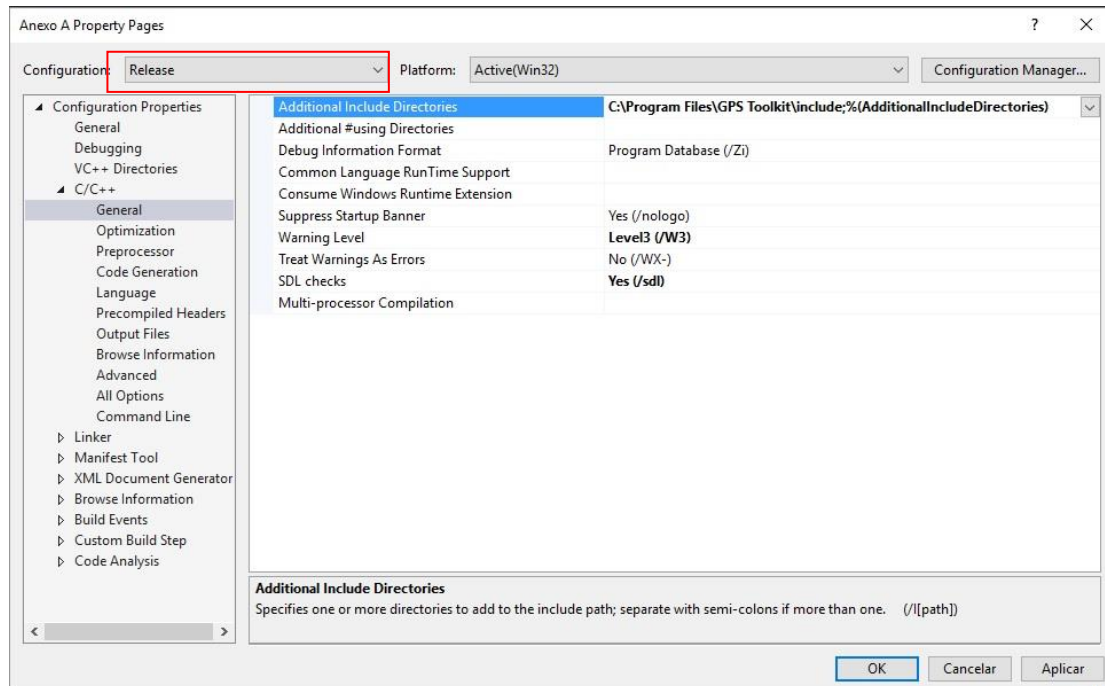


Fig. A.3 - Criação de um Projeto C++ com GPSTk #3

4. Alterar o “*Runtime Library*” para “*Multi-threaded (/MT)*”;

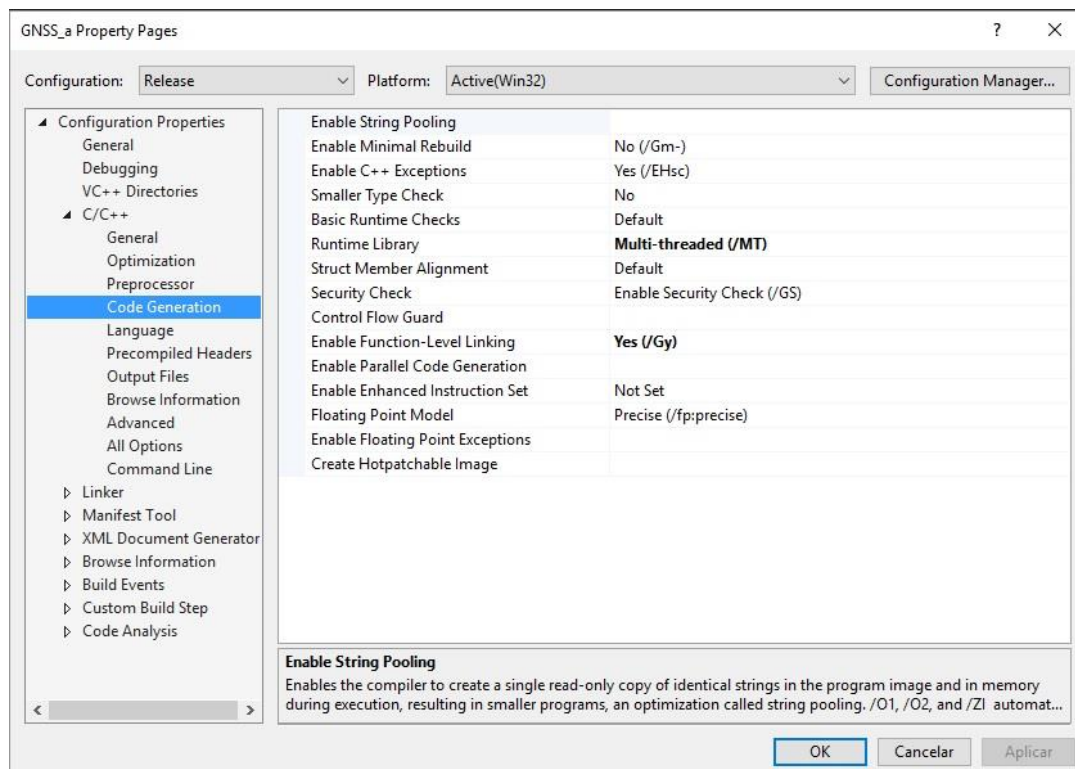


Fig. A.4 - Criação de um Projeto C++ com GPSTk #4

- Em “*Additional Library Directories*”, incluir o diretório “*library*” do GPSTk:
“...\\GPSTK2_9\\lib”;

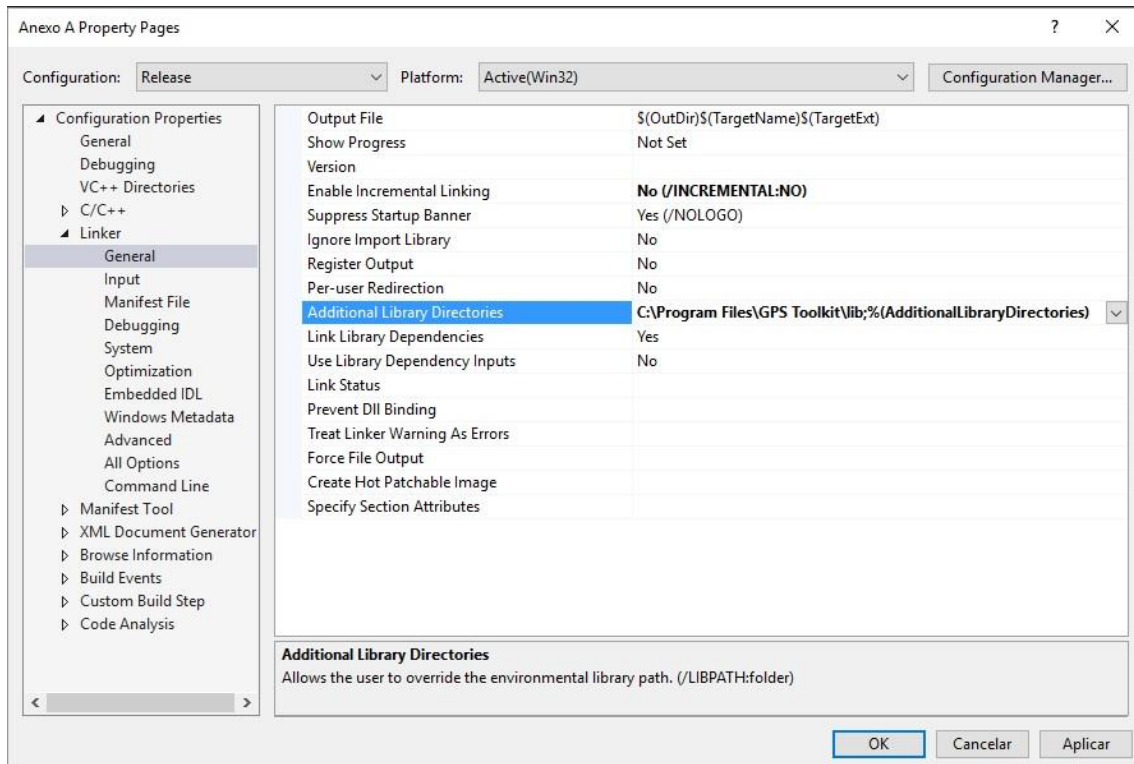


Fig. A.5 - Criação de um Projeto C++ com GPSTk #5

A.4. Desenvolver um projeto GPSTk no *Microsoft Windows*

Antes de se iniciar um projeto, aconselha-se a leitura da página do *website* do GPSTk que se refere a este assunto e que é transcrita de seguida (<http://www.gpstk.org/bin/view/Documentation/BuildingGPSTkUnderWindows>).

O GPSTk não é suportado pelas versões do MS *Visual C++* 6.0 ou anteriores, porque os modelos das classes que utiliza não são reconhecidos. Adicionalmente é necessária a utilização da ferramenta *CMake* que vai gerar ficheiros no formato de Projeto do *Visual Studio* (.vcxproj) a partir do código existente, visto que o GPSTk não fornece este tipo de funcionalidade. Deste modo, devem seguir-se os seguintes passos:

1. Certificar-se que se encontra com todos os pré-requisitos, incluindo a instalação do *CMake* (download em <https://cmake.org/>);
2. Fazer o *download* do GPSTk para o sistema operativo;
3. Extrair o ficheiro GPSTk “gpstk-2.9.src.tar” utilizando, por exemplo o WinRAR;

4. Abrir a janela das linhas de comando onde se irá criar o ficheiro de projeto usando o *CMake*;
5. Criar um diretório para o projeto. Usar, por exemplo, “gpstk/build_VS2015”. Aqui irão ser gravados todos os ficheiros relacionados com o projeto;
6. Se o GPSTk for instalado como uma aplicação do sistema em “C:/Project Files” ou em “C:/Project Files (x86)”, apenas se deve declarar o gerador *CMake* quando se constroem os ficheiros do projeto;
7. Se, por outro lado, o GPSTk for instalado num diretório personalizado, para além do gerador *CMake*, também deve ser declarado esse diretório;
8. Após finalizado este processo de criação de um ficheiro com o *CMake*, abrir o *MS Visual 2015*;
9. Premir em *File – Open Project*;
10. Abrir a pasta do projeto criada previamente e escolher o ficheiro de projeto do VS;
11. Esperar que o programa carregue por completo o projeto e os ficheiros indexados;
12. Na janela do “*Solution Explorer*” estarão todos os ficheiros indexados ao projeto;
13. Para construir o GPSTk, premir com a tecla direita do rato em “*ALL_BUILD*” (no “*Solution Explorer*”) e, de seguida, em “*build*”;
14. Assim que o VS tiver terminado de construir o código do GPSTk, verificar que todos os projetos foram criados corretamente e nenhum erro ocorreu;
15. Para instalar o GPSTk, também no “*Solution Explorer*”, premir com a tecla direita do rato em “*INSTALL*” e, de seguida, em “*build*”;
16. Voltar a verificar se não ocorreram erros durante o processo.

No final, o “*Solution Explorer*” deverá conter a biblioteca de classes do GPSTk, apresentando o aspeto da figura.

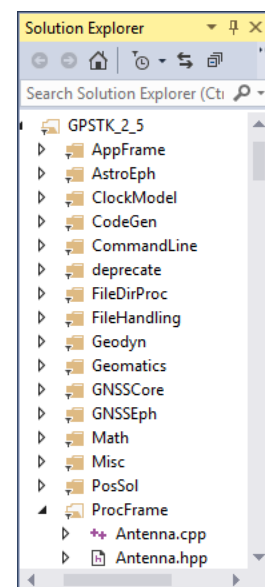


Fig. A.6 - Aspeto Final da Janela "Solution Explorer"

Anexo B – Combinação de Observações GNSS

As combinações de observações GNSS tratadas neste anexo referem-se a observações de um recetor, num dado instante. Existem diferentes combinações, cada uma com as suas vantagens e desvantagens, de acordo com o objetivo pretendido ou a equação de observação a calcular (pseudodistância – P ou fase – L), permitindo resolver diversos problemas relacionados com os GNSS (Xu, 2007, p. 95). Estas são utilizadas, por exemplo, para:

- Eliminar ou reduzir o efeito ionosférico;
- Reduzir o ruído e o efeito multitrajeto;
- Detetar *cycle slips*;
- Determinar a ambiguidade de fase.

Uma vez que os GNSS estão concebidos para operar com, pelo menos, duas frequências (f_1, f_2), existem combinações lineares para o mesmo tipo de observação, mas em frequências diferentes (e.g. no GPS, entre a fase da portadora na frequência L1 e L2). Contudo, existem também combinações entre observações de tipos diferentes, ou seja, entre a pseudodistância e a fase da portadora. Nas páginas seguintes, irão ser resumidas as características das combinações mais importantes, em GNSS, bem como as que assumem relevância no âmbito desta dissertação.

B.1. Combinações Lineares de Observações em Diferentes Frequências

B.1.1 *Ionosphere-free* (IF)

O efeito ionosférico tem muito impacto nas observações e é particularmente difícil de modelar. O modelo de Klobuchar, por exemplo, consegue atenuar este efeito em cerca de apenas 50% (Klobuchar, 1987, p. 331).

A combinação IF, ou ionosférica-livre, vem resolver este problema, eliminando o efeito ionosférico de primeira ordem (até 99,9% do seu total) e mantendo todos os outros termos das equações das observações inalterados. O seu cálculo baseia-se no princípio de que este efeito depende o inverso do quadrado da frequência, tanto na

medição das pseudodistâncias (P), como da fase (L) (ver secção 2.2.4.) (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 67):

$$PC = \frac{f_1^2 P_1 - f_2^2 P_2}{f_1^2 - f_2^2} \quad (\text{B.1})$$

$$LC = \frac{f_1^2 L_1 - f_2^2 L_2}{f_1^2 - f_2^2} \quad (\text{B.2})$$

Existem, todavia, algumas desvantagens na sua utilização, nomeadamente (Xu, 2007, p. 98):

- A ambiguidade deixa de ser um número inteiro, pois a torna-se a combinação das ambiguidades de cada frequência;
- As combinações IF produzem observações com um desvio padrão três vezes superior ao da observação em bruto (ver figura 4.2).

B.1.2. Geometry-free (GF)

Esta combinação é independente da componente geométrica das observações (coordenadas e erros dos relógios tanto dos satélites, como do recetor). Assim, os únicos termos que não são anulados são os dependentes da frequência (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 67). Assumindo que se corrigem erros modeláveis (como a variação do centro de fase da antena) e que os erros instrumentais, e o efeito de *wind-up* são tratados como ruído, sobram o efeito ionosférico e a ambiguidade de fase.

Desta forma, pode ser utilizada para estimar modelos ionosféricos, daí também conhecida como combinação ionosférica, ou detetar *cycle slips* na fase da portadora. Pode aplicar-se tanto à pseudodistância como à fase e dá-se por (Dach *et al.*, 2007, p.40):

$$PI = P_2 - P_1 \quad (\text{B.3})$$

$$LI = L_1 - L_2 \quad (\text{B.4})$$

B.1.3. *Wide-Lane*

Este tipo de combinação linear é útil na deteção de *cycle slips* e na resolução das ambiguidades, através da criação de uma observação com um comprimento de onda maior (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.67), cerca de quatro vezes superior ao da observação em bruto (Dach *et al.*, 2007, p. 41). Uma vantagem frequentemente associada a esta combinação é o facto de anular o efeito de *wind-up*.

Pode ser utilizada com qualquer tipo de observação, mas normalmente é utilizada nas medições de fase (Salazar, 2010, p. 124):

$$LW = \frac{f_1 L_1 - f_2 L_2}{f_1 - f_2} \quad (B.5)$$

B.1.4. *Narrow-Lane*

Este tipo de combinações lineares gera observações com um curto comprimento de onda. Isto resulta num ruído total bastante inferior à soma do ruído individual de cada observação em bruto (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.68).

Pode ser utilizada com qualquer tipo de observação, mas normalmente é utilizada nas medições da pseudodistância (Salazar, 2010, p. 124):

$$P\delta = \frac{f_1 P_1 + f_2 P_2}{f_1 + f_2} \quad (B.6)$$

B.2. Combinações Lineares de Diferentes Tipos de Observações

B.2.1. Combinação de Melbourne-Wübbena (MW)

Esta combinação linear surgiu como uma variação de uma combinação *wide-lane*, por forma a eliminar o efeito ionosférico, aproveitando o facto que tanto a combinação *LW* como a combinação *Pδ* têm uma dependência equivalente deste erro. Assim, subtraindo-as, consegue-se obter uma observação onde este é cancelado (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.68).

Adicionalmente, estima o efeito da geometria SV-RX, dos relógios e da troposfera, através da combinação de ambas as observações da fase (L_1 e L_2) com as pseudodistâncias (P_1 e P_2). Deste modo, se as observações das pseudodistâncias tiverem uma boa qualidade ($RMS < 1m$), esta constitui-se como uma forma de calcular a ambiguidade *wide-lane* (B_W) e, conseqüentemente, detetar *cycle slips*. A sua fórmula é dada por (Dach *et al.*, 2007, p. 41) (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p.70):

$$MW = LW - P\delta = L_1 \frac{f_1}{f_1 - f_2} - L_2 \frac{f_2}{f_1 - f_2} - P_1 \frac{f_1}{f_1 + f_2} - P_2 \frac{f_2}{f_1 + f_2} \quad (B.7)$$

Adaptando-a para calcular B_W :

$$B_W = LW - P\delta = b_W + \lambda_W N_W + \varepsilon \quad (B.8)$$

Onde:

- b_W corresponde aos erros instrumentais do satélite e do recetor;
- $\lambda_W = \frac{c}{f_1 - f_2}$ é o comprimento de onda da observação *wide-lane*;
- $N_W = N_1 - N_2$, corresponde à diferença entre as ambiguidades de fase (inteiras) em cada frequência sendo, conseqüentemente, também um valor inteiro;
- ε corresponde aos erros das observações (onde se inclui o multitrajeto).

As principais vantagens desta combinação residem no facto de, por ter um comprimento de onda maior (λ_W) que cada observação individualmente, irá haver uma maior discriminação da ambiguidade. Por outro lado, a utilização das combinações *narrow-lane* da pseudodistância reduzem significativamente o ruído, dado que a dispersão dos valores em redor do erro real se torna bastante reduzida (o valor da variância da combinação MW é metade da variância da pseudodistância) (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2011).

B.2.2. Combinação *Group and Phase Ionospheric Calibration* (GRAPHIC)

A combinação GRAPHIC relaciona duas observáveis diferentes medidas na mesma frequência. A aplicação desta combinação assenta no facto do efeito

ionosférico ter a mesma magnitude tanto na pseudodistância, como na fase da portadora, mas com efeito simétrico, ou seja, a ionosfera provoca um avanço na medição da fase da portadora (sinal negativo) proporcional ao atraso provocado na medição da pseudodistância (sinal positivo).

Deste modo, a soma dessas observáveis vai criar uma observação em que o referido erro é anulado. Esta combinação tem a vantagem de providenciar uma observação, apenas com uma frequência, cujo nível de ruído é metade do valor das observações da pseudodistância em bruto e seis vezes inferior ao da combinação IF utilizada no modelo PPP tradicional (ver figura 4.2).

Contudo, para aplicar a GRAPHIC, torna-se necessário ter em conta o valor da ambiguidade de fase da portadora, no entanto uma outra vantagem desta combinação deve-se ao facto das ambiguidades, por estarem separadas por frequências, serem sempre um valor inteiro (Subirana, Zornoza & Hernández-Pajares, 2013, p. 72).

A sua fórmula, para a frequência f , é dada por (Gao & Shen, 2001, p. 1533):

$$\begin{aligned} GRAPHIC_f &= \frac{1}{2}(P_f - L_f) = \\ &= \rho + c \cdot (\delta t_r - \delta t^s) + \delta_{rel} + \delta_{trop} + 0,5 \cdot \lambda_f N_f + 0,5 \cdot \delta_{mult,f} + 0,5 \cdot \varepsilon \end{aligned} \quad (B.9)$$

Com a introdução de produtos precisos do IGS, a modelação e correção de erros e agrupando o multitrajeto com o erro da observação, obtêm-se, para cada frequência:

$$GRAPHIC_1 = \rho + c \cdot \delta t_r + \delta_{wet,z} + 0,5 \cdot \lambda_1 N_1 + 0 + \varepsilon_1 \quad (B.10)$$

$$GRAPHIC_2 = \rho + c \cdot \delta t_r + \delta_{wet,z} + 0 + 0,5 \cdot \lambda_2 N_2 + \varepsilon_2 \quad (B.11)$$

B.2.2. Combinação *Divergence-free* (DF)

A combinação DF é uma variação da combinação GF, só que em vez de relacionar o mesmo tipo de observação em duas frequências diferentes, utiliza a mesma frequência para combinar duas observações de diferentes tipos. O seu conceito baseia-se no pressuposto que a diferença numérica entre as observações da pseudodistância e da fase é equivalente à ambiguidade de fase, se todos os restantes erros forem corrigidos (Xu, 2007, pp. 98-99):

$$DF_f = P_f - L_f = \lambda_f N_f + 2 \cdot \delta_{ion} \quad (B.12)$$

Contudo, embora nos GNSS os erros não possam ser completamente removidos, esta diferença pode, ainda assim, ser uma boa aproximação para a ambiguidade de fase (Shen, 2002, p. 70).

No seu cálculo, é também importante ter em conta o erro das medições devido à refração na ionosfera (δ_{ion}), visto que, por ter sinais opostos nas equações das observáveis, ao se subtraírem, a sua magnitude duplica. Todavia, este problema pode ser facilmente resolvido através da utilização das observações em duas frequências. Segundo Laurichesse *et al.* (2009, p. 137), se considerarmos:

$$\delta_{ion} = \frac{P_1 - P_2}{1 - \gamma} \quad (B.13)$$

Onde γ é dado por $\frac{f_1^2}{f_2^2}$.

A combinação linear *divergence-free* vai anular o erro ionosférico e, simultaneamente, calcular diretamente as ambiguidades de fase para as frequências f_1 e f_2 (N_1 e N_2), como nos demonstram (McGraw, 2006, p. 18) (Shen, 2002, p. 70) (Laurichesse *et al.*, 2009, p. 137):

$$\lambda_1 N_1 = P_1 - L_1 - 2 \cdot \delta_{ion} = \left(\frac{f_1^2 + f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \cdot P_1 - \left(\frac{2f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \cdot P_2 - L_1 \quad (B.14)$$

$$\lambda_2 N_2 = P_2 - L_2 - 2\gamma \cdot \delta_{ion} = \left(\frac{2f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \cdot P_1 - \left(\frac{f_1^2 + f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \cdot P_2 - L_2 \quad (B.15)$$

Esta combinação vai anular todos os efeitos que contribuem com a mesma magnitude para o erro de posicionamento (erros ionosférico, troposférico, do relógio do recetor, variação do centro de fase da antena, etc.) e agrupa os erros que se mantêm (multitrajeto, *wind-up* e erros instrumentais) no ruído da observação.